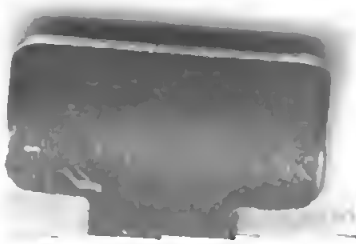
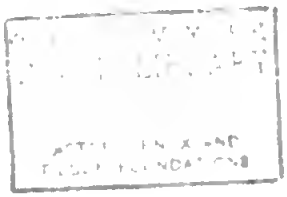
NYPL RESEARCH LIBRARIES
3 3433 08756940 0



Digitized by Google

VDY

Huth



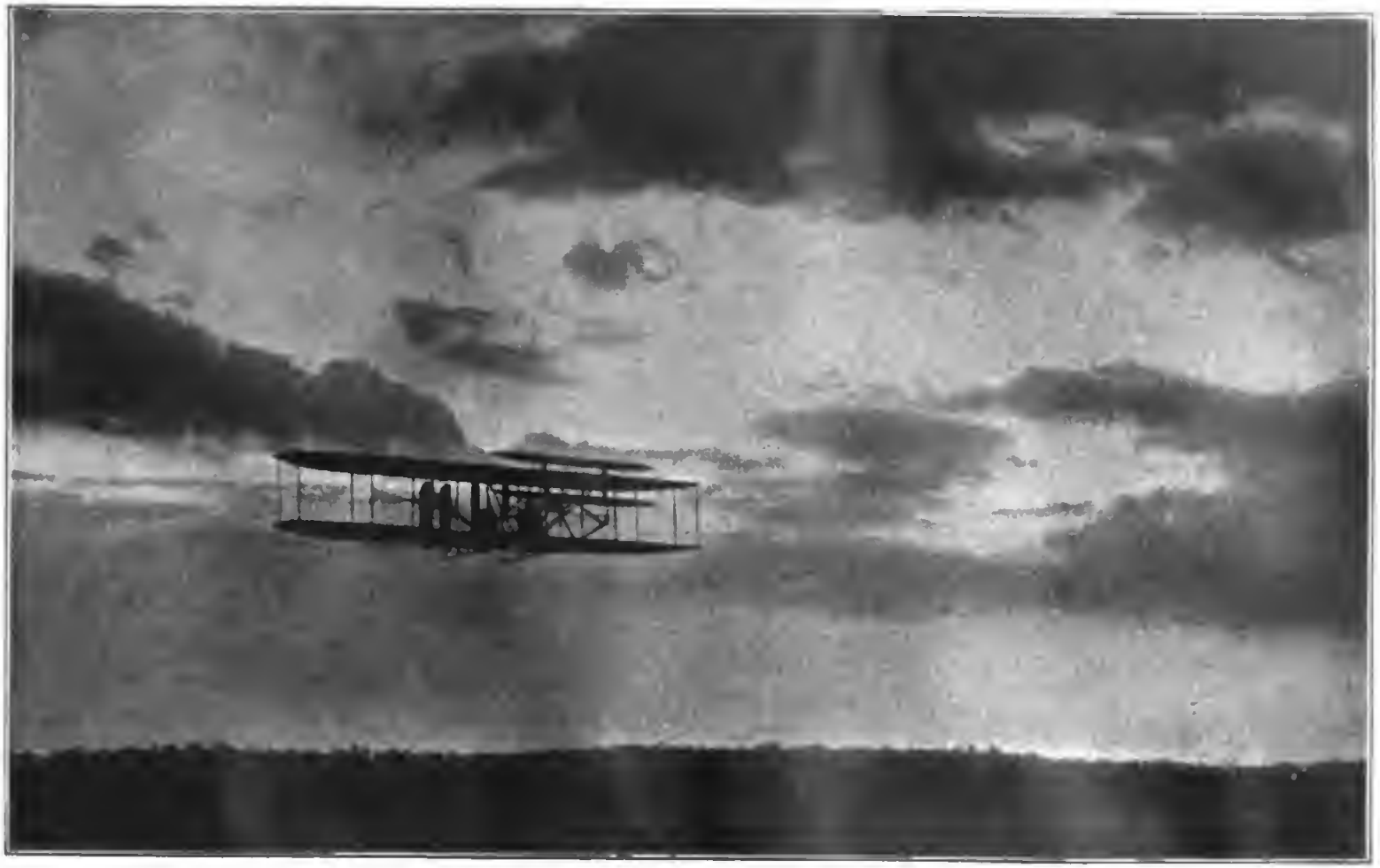


Abb. 1. Wilbur Wright im Fluge über der Ebene in Pau.

Luftfahrzeugbau

Konſtruktion

von

Luftſchiffen und Flugmaſchinen

Von

Dr. Fritz Huth

Mit 275 Abbildungen und 19 Tafeln

Berlin W.
Verlag von M. Krayn
1909

480329

Copyright 1909
by M. Krayn, Berlin W. 57.

Vorwort.

Die Flugtechnik beginnt ein selbständiger Zweig der Wissenschaft und Industrie zu werden. Luftschifflinien, die dem ständigen Verkehr dienen sollen, sind in der Entstehung, große bestehende Fabriken nehmen den Bau von Flugfahrzeugen auf, und neue Unternehmen werden gegründet. Wenngleich zuverlässige Angaben über die erfolgreichen Luftfahrzeuge schwer zu erhalten sind und auch die theoretischen Grundlagen erst noch im Anfang liegen, dürfte es doch an der Zeit sein, das Erreichte festzuhalten und weiteren Kreisen zugängig zu machen, um einerseits den technisch Gebildeten die Einarbeitung in das neue Gebiet zu erleichtern und ihnen andererseits beim Entwerfen eine Hilfe zu sein.

Zu diesem Zweck ist aus der Fülle des Vorhandenen — fast täglich erscheinen neue Pläne über ausgeführte Flugmaschinen auf der Bildfläche — das Brauchbare und Grundsätzliche ausgewählt. Da nur das Erfolgreiche als Unterlage für Neukonstruktionen dienen kann, ist von den anderen Konstruktionen nur das geboten worden, das den richtigen Weg mit zu erleuchten verspricht.

Es sind so viele Einzelheiten und Angaben über die Abmessungen gegeben worden, als bis dahin aus den erreichbaren Ausführungen und aus der Literatur erhältlich war.

Die Berechnungen sind auf das für den Konstrukteur Erforderliche beschränkt und so einfach und durchsichtig wie möglich gehalten. Alles rein theoretische Beiwerk, das vielfach nur dazu dient, unsere Unkenntnis zu verschleiern, ist vermieden, ebenso solche Rechnungen, die nicht durch die Erfahrung gestützt sind.

In der knappen Darstellung sind alle Fremdausdrücke vermieden, was um so mehr angebracht erschien, als die Fliegekunst doch durchaus nicht ausländischen Ursprunges ist, sondern starke Wurzeln in unserem Vaterlande hat.

Allen Fabriken, die mich durch freundliche Ueberlassung von Zeichnungen und Angaben unterstützt haben, sei auch an dieser Stelle mein Dank ausgesprochen.

Berlin, im Juni 1909. **Dr. Fritz Huth.**

INHALT

Seite

Vorwort 5
Inhaltsverzeichnis 7

I.

EINLEITUNG.

Geschichtlicher Ueberblick über die Konstruktionen und ihre Erfolge 9

II.

LUFTSCHIFFE.

1. Das Traggas 18
   a) Arten des Traggases 18
   b) Erzeugung des Wasserstoffs 23
2. Die Hülle 28
   a) Stoffe 28
   b) Versteifungsarten 30
   c) Gestalt 33
3. Stabilität 38
   a) Wirkung äußerer Kräfte 38
   b) Wirkung der Dämpfungsflächen 39
   c) Wirkung der Schwerpunktlage 40
   d) Wirkung des Antriebs 42
4. Steuerung 46
5. Berechnungen 48
   a) Luftsack 48
   b) Innendruck und Beanspruchung der Hülle 49
6. Konstruktionseinzelheiten 52
   a) Leinen 52
   b) Ventil 55
   c) Reißbahn 56
   d) Dämpfungs- und Steuerflächen 58
   e) Gondel 59
7. Fahrkunst 62
8. Neuere Ausführungen von Luftschiffen 70

III.

FLUGSCHIFFE.

A. THEORETISCHE GRUNDLAGEN 77

1. Schwingen-, Schrauben- und Drachenflieger 77
2. Gesetze des Luftwiderstandes 85
   a) Der Luftwiderstand senkrecht getroffener Flächen 85
   b) Der Luftwiderstand schräg getroffener Flächen 88
   c) Der Wert gekrümmter Flächen 93
   d) Der Druckmittelpunkt und das Avanzinische Gesetz . . . 94
3. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Tragflächen der Flieger 97
   a) Die Wirkung der Kräfte beim Gleitflieger 97
   b) Die Wirkung der Kräfte beim Kraftflieger 98
   c) Die Auffluggeschwindigkeit 100
   d) Die Flächenbelastung 100
   e) Der Krafthedarf eines Fliegers 103
   f) Andere Berechnungsweisen der Tragkraft 109
4. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Luftschrauben . . 111
   a) Ableitung der Formeln 111
   b) Wirkungsgrad der Luftschrauben 116
   c) Beanspruchungen der Schraubenteile durch andere Kräfte als den Luftwiderstand 117
5. Rechnungsbeispiele 118
6. Lenkung der Flugfahrzeuge 122
   a) Zweck und Arten der Steuervorrichtungen 122
   b) Das Seitensteuer und der Einfluß der Lenkung auf den Kraftbedarf 125
   c) Das Höhensteuer 128
   d) Das Schrägsteuer 129
      α) Steuerung um die Flugachse durch besondere Schrägsteuerflächen 129
      β) Schrägsteuerung durch Verwindung der Tragflächen (Wright) 132
7. Stabilität der Flugschiffe 137

B. KONSTRUKTIONSEINZELHEITEN 142

1. Vorbereitung der Konstruktion durch Modelle 142
2. Abflug- und Landungsvorrichtungen 150
3. Die Motoren der Luftfahrzeuge 160
4. Baustoffe und fertige Bauteile 212
5. Ausführung der Luftschrauben 220
6. Ausführung der Tragflächen 224

C. NEUERE AUSFÜHRUNGEN VON FLIEGERN 229

IV.

TRIGONOMETRISCHE TABELLE 237

V.

LITERATURVERZEICHNIS 241

Digitized by Google

I. Einleitung.

Geschichtlicher Ueberblick über die Konstruktionen und ihre Erfolge.

Die größten Geister aller Zeiten haben die Lösung der Aufgabe versucht, den Beherrschern der Lüfte, dem Adler und Kondor, ihr Reich zu entreißen. Vergebens war indessen das Bestreben z. B. Leonardo de Vincis, ohne Erfolg blieb auch in den folgenden Jahrhunderten das Beginnen, es dem Vogel gleich zu tun. So unmöglich erschien allmählich die Aufgabe, daß noch vor wenigen Jahren jeder, der eingestand, an die Lösung der Flugfrage zu glauben, nicht nur für einen Schwärmer, sondern wie einer angesehen wurde, dem die Grundgesetze der Wissenschaft nicht geläufig sind, oder dessen Geist Schaden gelitten hat. Und nun ist es doch Tatsache geworden, was so viele erträumt haben, was wenige vorausgeahnt hatten, der Mensch kann fliegen, den Flügeln des Geistes hat sich in den letzten Jahren auch ein körperlicher zugesellt.

Die Erfindung des Luftschiffes auf dieselbe Stufe mit der des Dampfschiffes oder des Maschinenwagens zu stellen, ist verkehrt. Sie ist vielmehr von der gleichen Ursprünglichkeit und Bedeutung wie die des einfachsten Karrens oder des Einbaums.

So wie niemand den Namen des Menschen kennt, der zuerst die Fortschaffung eines Gegenstandes dadurch erleichterte, daß er Rollen darunter setzte, und kein Lied den preist, der die Menschheit lehrte, das Wasser zur Verkehrsstraße werden zu lassen, ebenso kann man auch nicht einen Einzelnen als den Erfinder des Luftfahrzeuges nennen. In langsamer und mühseliger Arbeit ist vielmehr diese Tat vollbracht worden.

Die heutigen Luftfahrzeuge gliedern sich in zwei scharf getrennte Gruppen, nämlich in gasgetragene Ballonfahrzeuge und solche ohne Ballon, die Flugfahrzeuge. So wenig man nun ein tragfähiges Brett, auf dem sich ein Mensch den Strömungen des Wassers überläßt, ein Schiff nennen kann, ebenso wenig ist ein Freiballon ein Luftschiff. Die Bezeichnung Luft- und Flug-

schiff ist daher nur für die mit einem Motor versehenen Fahrzeuge zutreffend. Im folgenden sollen hauptsächlich auch nur diese behandelt werden.

Nebenstehende Uebersicht läßt die hier befolgte Einteilung der Luftfahrzeuge erkennen. Die Ausdrücke statische und dynamische Luftfahrzeuge sind vermieden, weil ja doch beide Arten Energie zur Fortbewegung, dem Hauptzweck des Luftschiffes, gebrauchen, also dynamisch sind. Es dürfte doch auch wohl niemandem einfallen, einen Fisch z. B. statisch und einen Vogel dynamisch zu nennen, weil das Gewicht des ersteren meist schon im Ruhezustand aufgehoben ist.

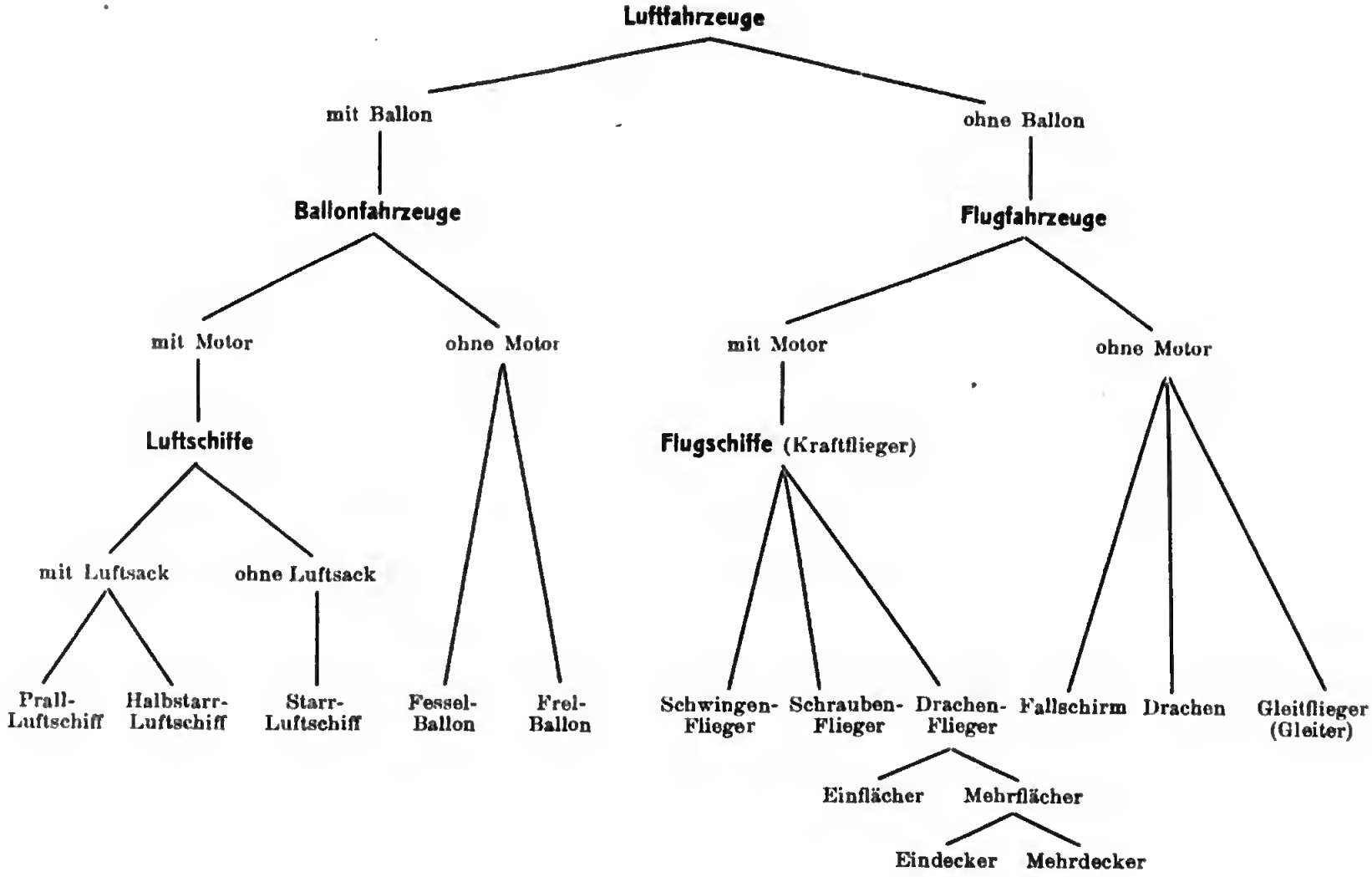
Die folgende geschichtliche Uebersicht, die nur die Hauptsachen heraushebt, soll nichts weiter als ein kleines Bild des bisher befolgten Weges zu dem Ziel, dem Flugmenschen, geben.

Ballonfahrzeuge.

1852. Henry Giffard.
Gesamtlänge 44 m,
Größter Durchmesser 12 m,
Inhalt 2500 cbm,
Dreiflügl. Schraube: Durchmesser 3,4 m,
min. Umlaufszahl 110,
Dampfmaschine 3 PS, 45 kg, n = 300.

1872. Dupuy de Lôme.
Gesamtlänge 31,12 m,
Größter Durchmesser 14,84 m,
Inhalt 3454 cbm,
Luftsack 345 cbm,
Oberfläche 1225 qm,
Durchmesser der zweifl. Schraube 9 m,
Antrieb durch 8 Mann,
Gesamtgewicht einschl. 14 Mann 3799 kg.

1871. Paul Hänlein.
Gesamtlänge 50,4 m,
Größter Durchmesser 9,2 m,
Inhalt 2400 cbm,
Lenoirscher 4 Zyl.-Gasmotor 3,6 PS.


Luftfahrzeuge
mit Ballon
ohne Ballon
Ballonfahrzeuge
Flugfahrzeuge
mit Motor
ohne Motor
mit Motor
ohne Motor
Luftschiffe
Flugschiffe (Kraftflieger)
mit Luftsack
ohne Luftsack
Prall-Luftschiff
Halbstarr-Luftschiff
Starr-Luftschiff
Fessel-Ballon
Frei-Ballon
Schwingen-Flieger
Schrauben-Flieger
Drachen-Flieger
Fallschirm
Drachen
Gleitflieger (Gleiter)
Einflächer
Mehrflächer
Eindecker
Mehrdecker

1883/84. Gaston und Albert Tissandier.
Gesamtlänge 28 m,
Größter Durchmesser 9,2 m,
Rauminhalt 1060 cbm,
Chromsäurebatterie und Siemensmotor 1,5 PS.

1884. Krebs und Renard.
Größte Länge 50,42 m,
Größter Durchmesser 8,4 m,
Rauminhalt 1864 cbm,
Chlorsilberbatterie und Elektromotor 9 PS,
Schraubendurchmesser 6,5 (7) m, n = 40,
Erzielte Geschwindigkeit 6, 22 skm.

1896. Dr. Wölfert.
Größte Länge 28 m,
Größter Durchmesser 8,5 m,
Rauminhalt 875 cbm,
Daimler-Gasmotor 10 PS (20 kg/PS).

1897. Schwarz.
Größte Länge 40 m,
Größter Durchmesser 13,5 m,
Rauminhalt rund 5000 cbm,
Aluminiumhülle aus 0,2 mm Blech,
4 Schrauben, davon 3 Triebschrauben,
Daimler-Motor 16/20 PS.

1898/1901. Santos Dumont.
(Nr. 6, 1901.) Größte Länge 33 m,
Größter Durchmesser 6 m,
Rauminhalt 622 cbm,
Luftsack 60 obm,
Buchet-Motor 16 PS,
Schraubendurchmesser 4 m (n = 210),
Geschwindigkeit 7 skm.

Seit 1899. Graf Zeppelin.
(1900.) Größte Länge 128 m,
Größter Durchmesser des Vielecks 11,3 u. 11,6 m,
2 Gondeln, 6,7 · 1,8 · 1 m, 220 kg,
Daimlermotor,
4 Schrauben.
(1908, Nr. 4.) Größte Länge 136 m,
Größter Durchmesser 13 m,

Rauminhalt 13 000 cbm,
2 Daimlermotoren zu je 110 PS,
Verfügbarer Auftrieb 5000 kg,
Benzin 2000 l, Wasser 800 l.

Seit 1898. Major v. Parseval.
Größte Länge 48 m,
Größter Durchmesser 8,57 m,
Rauminhalt 2500 cbm,
Daimlermotor 110 PS,
Schraubendurchmesser 4 m.
(1909, Nr. 3.) Größte Länge 70 m,
Größter Durchmesser 11 m,
Rauminhalt etwa 5600 cbm,
Zwei 6-Zyl.-N.-A.-G.-Motoren von je 100 PS,
2 Schrauben. Durchmesser 4 m.

1902. Severo.
Größte Länge 30 m,
Größter Durchmesser 12,4 m,
Rauminhalt 2334 cbm,
2 Schrauben in der Ballonachse.

1902. Lebaudy. (Konstrukteur Juillot.)
Größte Länge 56,6 m,
Größter Durchmesser 9,8 m,
Rauminhalt 2284 cbm.
Halbstarr.
Daimlermotor 36 PS,
2 Schrauben. Geschwindigkeit 11 skm.

1907. „Patrie."
Größte Länge 60 m,
Größter Durchmesser 10,30 m,
Rauminhalt 3150 cbm,
Panhard-Levassor-Motor 70 PS,
2 Schrauben. Durchmesser 2,5 m.

Flugfahrzeuge.

1842. Henson.
Entwurf des Drachenfliegers. Abb. 2.

1871. Alphonse Pénaud.
Erstes fliegendes Drachenflieger-Modell mit Gummischnur-Motor. Abb. 3.

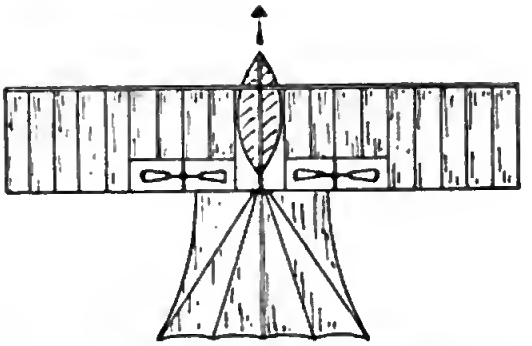


Abb. 2. Entwurf eines Drachenfliegers v. Henson.

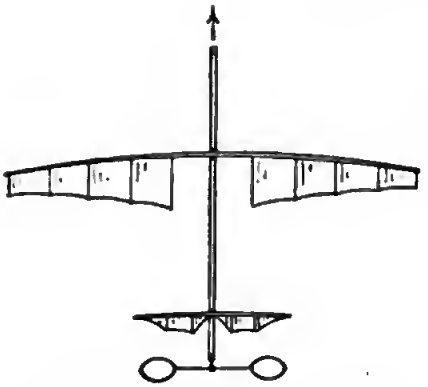


Abb. 3. Modell von Pénaud.

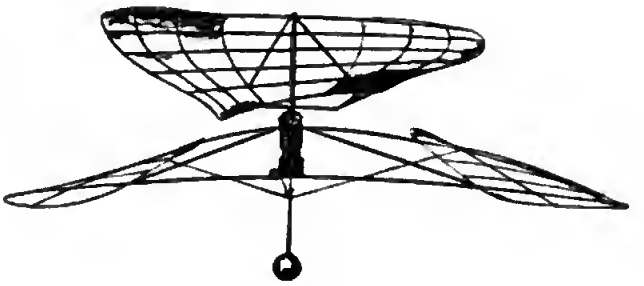


Abb. 4.

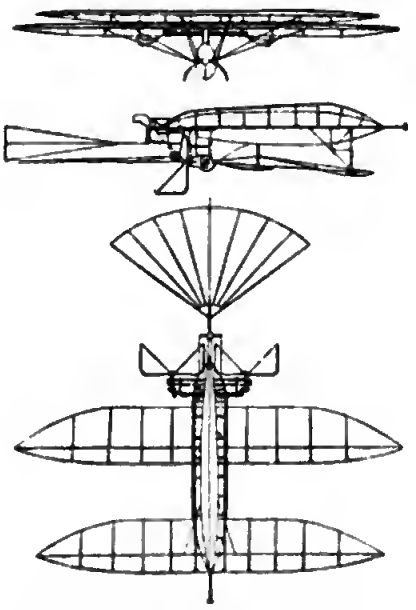


Abb. 5. Modell von Kreß.

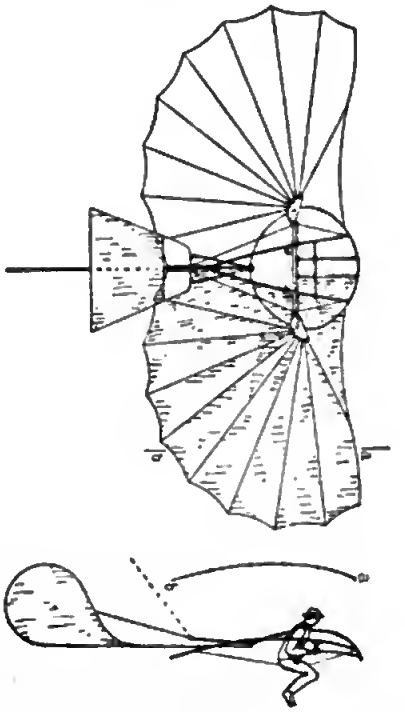


Abb. 6. Bemannter Eindeck-Gleitflieger von Lilienthal.

1878. Enrico Forlanini.
Erstes Schraubenfliedermodell,
Gew. 3 kg,
Dampfmaschine ¼ PS,
Durchmesser der unteren Schraube 1,70 m, der oberen 2,80 m,
Steigung = Durchmesser. Abb. 4.

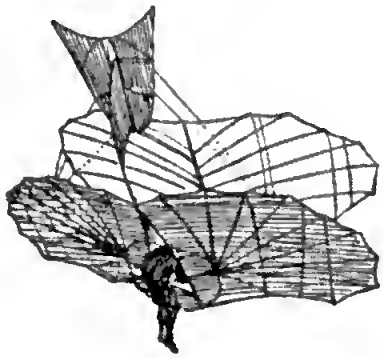


Abb. 7. Bemannter Doppeldeck-Gleitflieger von Lilienthal.

1879. Kreß.
Fliegendes Modell. Abb. 5.

1890/94. Otto Lilienthal.
Erster bemannter Gleitflieger. Abb. 6.
Doppeldecker. Abb. 7.

1890/91. Hargrave.
Erstes Schwingenfliegermodell mit Preßluftmotor. Abb. 65 S. 77.

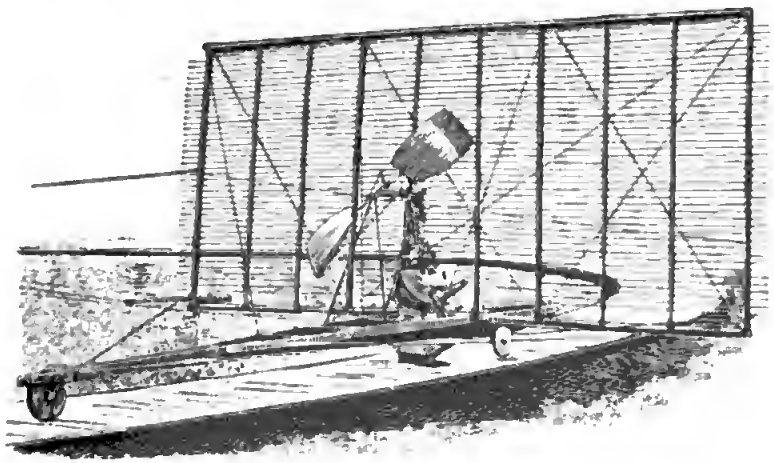


Abb. 8.

Digitized by Google

1893. Horatio Philipps.
Vielflächiges Gleitfliegermodell. Abb. 8.

1893. Wellner.
Segelradflugmaschine. Abb. 67 S. 79.

1893/4. Hiram Maxim.
540 qm, 38 m Spannweite,
Gewicht 3625 kg einschl. 2 Mann.
2 Dampfmaschinen von zus. 360 PS u. 1300 kg Gewicht,
2 Luftschrauben von 5,60 m Durchmesser. Abb. 9.

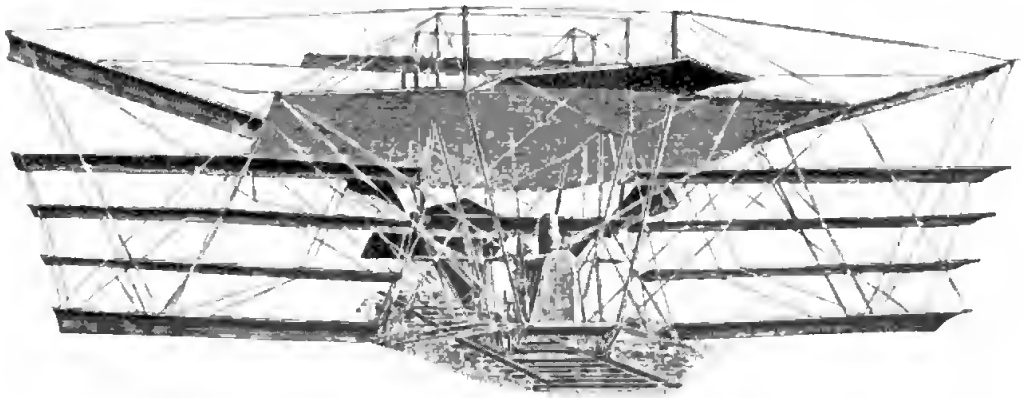


Abb. 9. Flugmaschine von Maxim.

1896. Langley.
Fliegendes Modell,
Spannweite 4,25 m,
Gewicht 13 kg,
Dampfmaschine 2 PS,
Geschwindigkeit 10 skm,
Flug 1600 m. Abb. 10.

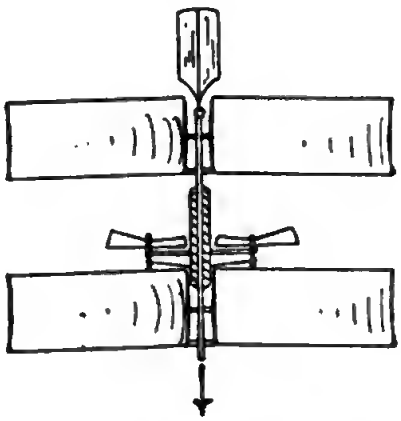


Abb. 10. Modell von Langley.

1897. Ader.
Bemannter Drachenflieger mit Dampfmaschine, flog angeblich 300 m.

1897. Hoffmann.
Fliegendes Modell. Abb. 11.

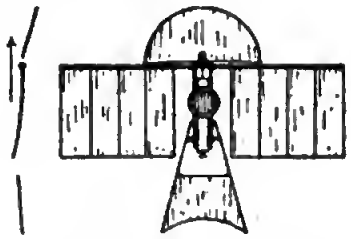


Abb. 11. Modell von Hoffmann.

Seit 1903. Wilbur u. Orville Wright.
Erste fliegende bemannte Flugmaschine.

II. Luftschiffe.

1. Das Traggas.

a) Arten.

Trotz der außerordentlichen Erfolge der Flugmaschine, besonders in der Gestalt, die sie von den Brüdern Wright erhalten hat, ist doch zurzeit der Lenkballon das Luftfahrzeug, das die meisten praktischen Erfolge aufzuweisen hat. So führte das neue Militär-Luftschiff am 24. August 1908 eine Dauerfahrt von 12 Stunden aus ohne den geringsten Schaden an Motoren oder anderen Teilen, und hatte noch genügend Brennvorrat für eine weitere Fahrt von mehreren Stunden. Für die Sicherheit, die man in der Führung der Luftschiffe erlangt hat, spricht auch noch der Umstand, daß eine ganze Reihe von Fahrten während der Nacht unternommen worden sind. Das Parseval-Luftschiff ist mit fast 16 skm Eigengeschwindigkeit nicht nur das schnellste zurzeit bestehende Luftschiff, sondern es hat bei seinen Auffahrten auch bewiesen, daß es sicher in 2000 m Höhe sich bewegen kann. Ferner hat das Zeppelinschiff sowohl auf seiner 11½ stündigen als auch der 36 stündigen Dauerfahrt gezeigt, daß es imstande ist, 10 Personen nach vorherbestimmten Orten zu tragen und außerordentlich leicht und sicher zu steuern ist. Um Paris fahren eine Anzahl kleiner 700 cbm Ballons mit 16 PS Buchet-Motoren. Solchen Erfolgen gegenüber kann die Flugmaschine nur mit zwei gewagten Fahrten Farmans von Paris nach Reims und Blériots von Tourney nach Artenay und zurück aufwarten, sowie mit den allerdings glänzenden, aber nur über einem großen Platz vollführten Flügen Wrights von bis zu 2¼ Stunden Dauer auf dem häufig mit 2 Personen belasteten Flieger.

Welche Art des Luftschiffes, das gasgetragene oder das gleich dem Vogel mit seinen Tragflächen auf dem Luftpolster ruhende, endgiltig siegen wird, ist mit Sicherheit noch nicht zu entscheiden. Möglich ist es auch, daß beide Arten nebeneinander

bestehen und jede in ihrem Reiche herrschen wird, wie Gas und elektrisches Licht neben Petroleum- und Oellämpchen noch heute ihre Stelle behaupten. Bedenklich für das gasgetragene Luftschiff ist allerdings die Möglichkeit, die wir später aus den einfachen Rechnungen ersehen werden, mit den Motoren des Zeppelinschiffes ebenso viele Menschen wie dieses auf einem Flieger zu befördern, der noch nicht den zehnten Teil kostet, an keinen Gasfüllungsort gebunden und daher überall betriebsbereit, sowie wahrscheinlich schneller sein wird. Indessen das ist Zukunftsmusik. Gegenwärtig sind die Luftschiffe den Flugschiffen praktisch weitaus überlegen. Diese seien daher im folgenden zuerst behandelt.

Bei den Luftschiffen ist es schwer, zuverlässige Angaben über Konstruktionseinzelheiten zu erlangen, da sie in nur wenigen Fabriken sowie in geringer Anzahl hergestellt worden sind. Obwohl dieser Teil daher etwas weniger ausführlich ist, als der über die Flugmaschine, dürfte das darin Gesagte doch für das Entwerfen genügen.

Der Grundgedanke des Luftschiffes ist ein sehr einfacher. Ein kräftiger Motor, zurzeit ausschließlich ein Verbrennungsmotor, treibt eine Luftschraube, durch deren Rückdruck das Luftschiff, wie sein Vorgänger das Wasserschiff, vorwärts getrieben wird. Das Gewicht der Einrichtung wird ganz oder wenigstens zum großen Teil durch den Auftrieb einer gasgefüllten Zeugblase aufgehoben, die zur Verringerung des Luftwiderstandes langgestreckte Gestalt besitzt.

Ein Körper verliert nach dem archimedischen Gesetz bekanntlich in der Luft so viel an Gewicht, als die von ihm verdrängte Luft wiegt. Ist dieser Gewichtsverlust, der Auftrieb, größer als das Eigengewicht des Körpers, so steigt er sogar in die Höhe. Am größten ist die Gewichtsverringerung natürlich bei einem luftleeren Hohlkörper. Es taucht daher immer wieder der Vorschlag auf, ein solches „Vakuum-Luftschiff" zu bauen. Eine ganz einfache Ueberlegung zeigt indes die Unmöglichkeit eines solchen Beginnens. Der Luftdruck beträgt auf jeden qcm rd. 1 kg. Auf 1 qm kommen demnach 10000 kg. Ein Ballon von der Größe des Parseval mit etwa 1200 qm Oberfläche müßte demnach eine Versteifungskonstruktion seiner Hülle haben, die dem ungeheuren Druck von $1200 \cdot 10\,000 = 12\,000\,000$ kg standhalten könnte. Daß eine solche zum Emporheben kaum geeignet sein dürfte, ist einleuchtend.

Die Versteifung des Luftschifftragkörpers durch den Druck eines eingeschlossenen leichten Gases ist die allein mögliche Lösung. Ein sehr angenehmes Füllungsmittel wäre nach dem Vorgang Montgolfiers erhitzte Luft, da der Behälter hierfür nicht gasdicht zu sein braucht, und das Füllungsmaterial während

der Fahrt leicht wieder ergänzt werden kann. Es hat indessen den schwerwiegenden Nachteil, der seine Verwendung bei Luftschiffen ausschließt, daß es unmöglich ist, seine Temperatur auf der Höhe zu halten, die zur Erzielung eines ausreichenden Auftriebs erforderlich ist.

Der Auftrieb erwärmter Luft beträgt bei 50° Celsius 0,203 kg und bei 100° Celsius erst 0, 342 kg. Zur Erreichung gleichen Auftriebs wie mit Leuchtgas, das übrigens für Luftschiffe auch ausscheidet (spez. Gew. 0,43 bis 0,45 und etwa 0,7 kg Auftrieb) müßte die Luft auf 370° und zur Erzielung der gleichen Leistung wie Wasserstoff (spez. Gew. 0,069, Auftrieb 1,1 kg) auf 1600° erhitzt werden.

Für Luftschiffe kommt zurzeit nur Wasserstoff in Frage. Es wäre sehr zu wünschen, daß man statt dieses brennbaren Gases ein indifferentes nehmen könnte. Das einzige, das in Betracht käme, wäre das Helium mit seinem spez. Gew. von 0,138, das einen Auftrieb von 1,11 kg ergeben würde, wenn es industriell herzustellen wäre.

Die Verwendung des Wasserstoffes als Füllmittel hat noch den Nachteil, daß er nicht überall zu haben ist. Zurzeit wird er fast ausschließlich von solchen chemischen Fabriken, z. B. von der in Griesheim bei Bitterfeld bezogen, die ihn als Nebenprodukt erzeugen. Er entsteht dort bei der elektrolytischen Gewinnung von Chlor und Aetznatron aus Chlornatrium. Soll ein Ballon mit Wasserstoff an anderen Orten gefüllt werden, so muß ihm das Gas in Stahlflaschen zugeführt werden. Meist benutzt man hierzu Stahlflaschen von 36 l Inhalt, die auf einen Druck von 300 Atm. geprüft sind und rd. 64 kg wiegen, von einem Mann also noch fortgeschafft werden können. Der Gasinhalt beträgt 5 cbm, 20 dieser Flaschen gehen auf einen normalen hierfür gebauten Wagen. Eine solche Flasche hat einen Innendurchmesser von 19 cm und eine Wandstärke von 0,9 cm. Ihre Länge ist ungefähr 1 m. Beträgt die Bruchfestigkeit des benutzten Stahles 60 kg/qmm, so erhält man den Gasdruck, bei dem ein Platzen zu befürchten ist, aus

$$\frac{d \cdot l \cdot p}{2\ S \cdot 1} = 6000$$

$$p = \frac{2\ S \cdot 6000}{d \cdot l} = \frac{10800}{19} = 570 \text{ Atm.}$$

Die Flaschen werden in Zwischenräumen von 3 Jahren geprüft, wobei der Betriebsdruck von 150 Atm. um 50 v. H. überschritten wird.

Abb. 12 zeigt die zu ihrer Prüfung benutzte Vorrichtung. Die zu untersuchende Flasche ist mit einem Rohr verbunden,

Digitized by Google

an dessen Teilung man die Volumenzunahme ablesen kann, die die unter Wasserdruck gesetzte Gasflasche erfährt. Nach dem Aufhören des Druckes muß der Wasserstand in dem Rohr wieder seine ursprüngliche Höhe erreichen. Die Hochdruckpumpe ist durch einen Elektromotor angetrieben.

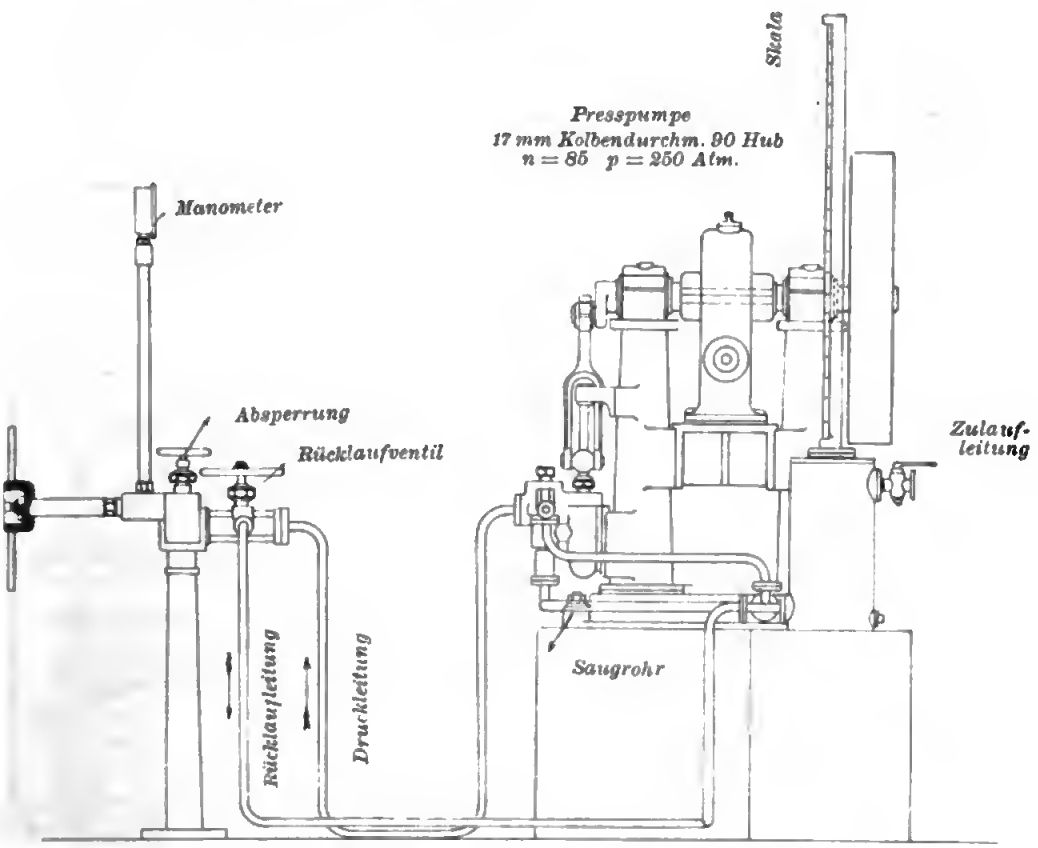


Abb. 12. Vorrichtung zum Prüfen der Gasflaschen.

Ueber die Abmessungen und Gewichte der gebrauchten Wasserstofflaschen, die aus einem Rohr von 208.190 mm Durchmesser

Tabelle über Abmessungen und Gewichte von Wasserstofflaschen.
(Für 300 Atm. Probedruck aus Rohr von 208 . 190 mm Durchm.)

Wasser-Inhalt l	Länge mm	Mittelgewicht kg
36	1400	64
40	1555	71
45	1730	78
50	1910	86
60	2260	102
70	2610	117
75	2790	125
80	2960	133
90	3320	148
95	3500	156

Digitized by Google

hergestellt werden, gibt vorstehende Tabelle aus dem Katalog der Ballonfabrik A. Riedinger, Augsburg, Auskunft.

Der Gasinhalt der Flaschen ergibt sich nicht einfach nach dem Mariotteschen Gesetz $\frac{v_1}{v_2} = \frac{p_2}{p_1}$, sondern man muß den durch die Rechnung erhaltenen Inhalt noch mit einem Faktor multiplizieren, der sich aus der Abb. 13 nach Cailletet ergibt. Die 36 l-Flasche müßte nach dem Mariotteschen Gesetz enthalten 36 . 150 = 5,4 cbm Gas. Statt dessen enthält sie aber nur 5,4 . 0,92 = 4,968 cbm.

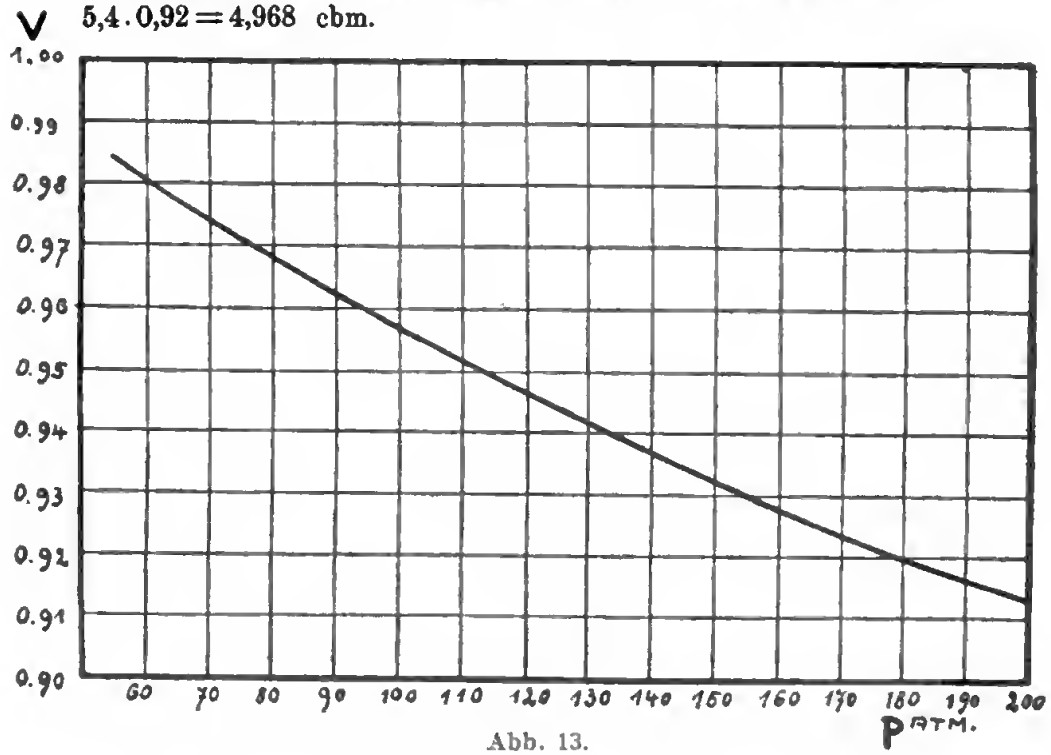


Abb. 13.

Die Füllung größerer Luftschiffe mittels verdichteten Wasserstoffes gestaltet sich natürlich schwierig und vor allem recht kostspielig. Es ist leider nicht möglich, flüssigen Wasserstoff zu verwenden, selbst wenn er fabrikmäßig hergestellt würde, da flüssiger Wasserstoff bei einem Druck von 20 Atm. eine Temperatur von —234° hat, die also wesentlich niedriger als die der flüssigen Luft ist, und da auch seine Verdampfungswärme außerordentlich gering ist. Auch bei der Benutzung doppelwandiger Dewarscher Gefäße würde es z. Zt. nicht gelingen, das Gas mehrere Stunden aufzubewahren. Ein Verschluß der Gefäße, etwa um das Entweichen des Dampfes zu hindern, verbietet sich natürlich ganz von selbst, da in diesem Falle das Gefäß einem Druck von über 1400 Atm. gewachsen sein müßte.

b) Erzeugung des Wasserstoffs.

Es bliebe als Ausweg daher nur übrig, an Orten, an denen Luftschiffe öfter gefüllt werden, eine Wasserstoffanstalt einzurichten. Das älteste Verfahren zur Herstellung von Wasserstoff aus verdünnter Schwefelsäure und Eisendrehspänen ist hauptsächlich beim französischen Heere in Gebrauch. Der Vorgang verläuft nach der Gleichung

$$H_2SO_4 + Fe = H_2 + FeSO_4.$$

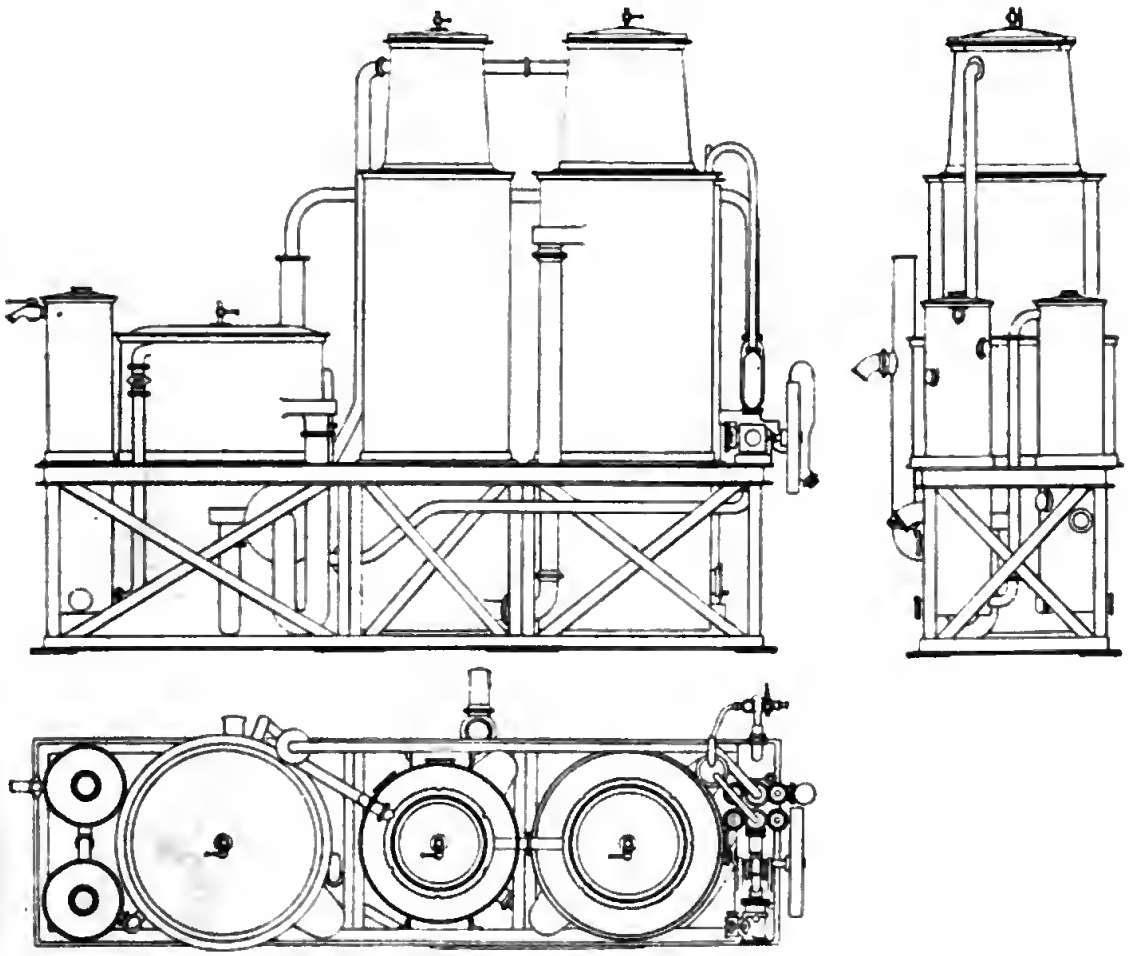


Abb. 14. Französischer Gaserzeuger für stdl. 125 cbm. 1 : 40.

Für einen ortfesten Betrieb sind für 1 cbm rd. 3 kg Drehspäne und 4.7 kg Säure erforderlich. Bei dem Preise von 8,30 Mk. für die Säure und 6,60 Mk. für die ölfreien Drehspäne kostet hierbei 1 cbm Wasserstoffgas 0,60 Mk. Dieses Gas bietet indessen eine große Vergiftungsgefahr durch den Arsengehalt. Verwendet man arsenfreie Säure, so erhöht sich der Preis des Gases auf 0,78 Mk. für den cbm. Der Wasserbedarf ist gleich dem zehnfachen der Säure.

Ein französischer Gaserzeuger, der nach diesem Verfahren arbeitet, ist auf Abb. 14 dargestellt. Die verdünnte Säure wird erst in den einen Entwickler gepumpt, gelangt von dort in den zweiten und fließt verbraucht aus diesem oben ab. Das Gas gelangt zunächst in den Wascher und dann in den Trockner. Der Nachteil dieses Verfahrens liegt, wie schon bemerkt, darin, daß bei käuflicher Schwefelsäure eine sehr erhebliche Menge des sehr giftigen Arsenwasserstoffes das Gas verunreinigt. Die folgende Tabelle gibt die Größen an, in denen die französischen Gaserzeuger gebaut werden.

Größe und Leistung der französischen Gaserzeuger.

Stündl. Leistung cbm	Gewicht kg
50—60	1250
100	1500
125	1800
150	2100

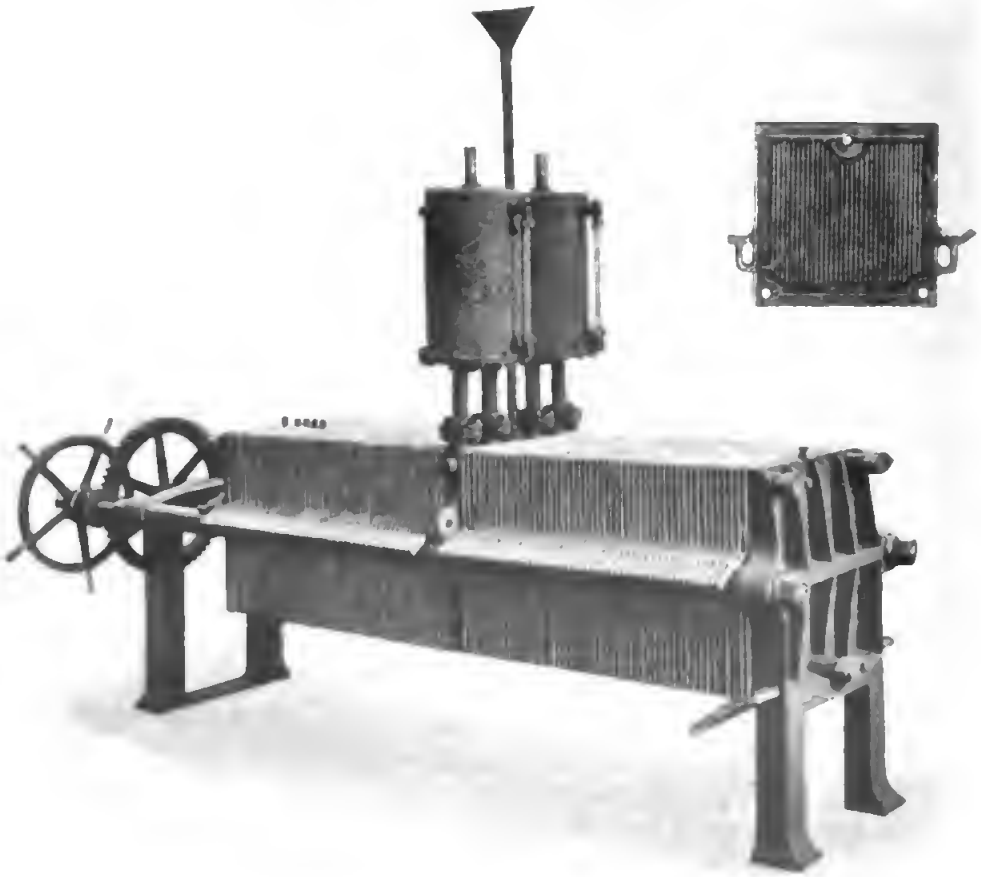


Abb. 15. Apparat zur elektrolytischen Wasserstoffgewinnung für eine stündliche Erzeugung von 3,4 cbm.

Das Verfahren, das im russisch-japanischen Kriege gebraucht wurde und auch bei der drahtlosen Telegraphie Anwendung findet, ist das sogenannte Hydritverfahren. Die hierzu benutzten Apparate, die eine stündliche Leistung von 10 cbm haben, besitzen ein Gewicht von 150 kg. 1 cbm Gas erfordert 1 kg Aluminium, rd. 1,6 kg Aetznatron und etwa 6,5 kg Wasser. Außerdem ist noch das Waschwasser für das Gas erforderlich. Der chemische Vorgang vollzieht sich nach der Gleichung

$$2\,Al + 6\,NaOH = 2\,Na_3\,Al\,O_3 + 3\,H_2.$$

Die Kosten sind allerdings ziemlich hohe, da 1 cbm Wasserstoff hierbei auf etwa 3 Mk. zu stehen kommt.

Ein wesentlich billigeres Verfahren ist das, bei dem Wasserdampf über glühende Eisendrehspäne geleitet wird. Seine Gleichung ist

$$3\,Fe + 4\,H_2O = F_3\,O_4 + 8\,H.$$

Die Art der Wasserstoffgewinnung, die zurzeit wohl am meisten angewandt ist, und die sehr reinen Wasserstoff liefert, ist die durch Elektrolyse von 10 proz. Pottaschelösung. 12 Kilo-Watt erzeugen hierbei 2 cbm Wasserstoff und 1 cbm Sauerstoff aus 140 g Wasser.

Ein Apparat für die elektrolytische Wasserstoffgewinnung ist auf Abb. 15 dargestellt. Er besteht aus einer Reihe von gußeisernen Elektroden, zwischen denen sich Asbestfilter befinden. Die erzeugten Gase gelangen durch Bohrungen in den Platten in getrennte Kammern. Folgende Tabelle zeigt die Abmessungen

Elektrolyt. Gaserzeuger (Patent Schmidt).

Erzeug. in 24 Stdn. cbm	Anzahl der Gaserzeuger	Anzahl der Platten	Kraftbedarf KW	Kraftbedarf PS	Kraftbedarf z. Kompression	Gesamter Kraftbedarf
150	2	95	44	60	5	65
260	3	95	66	90	7	97
300	3	108	80	110	10	120
600	6	216	170	232	13	246

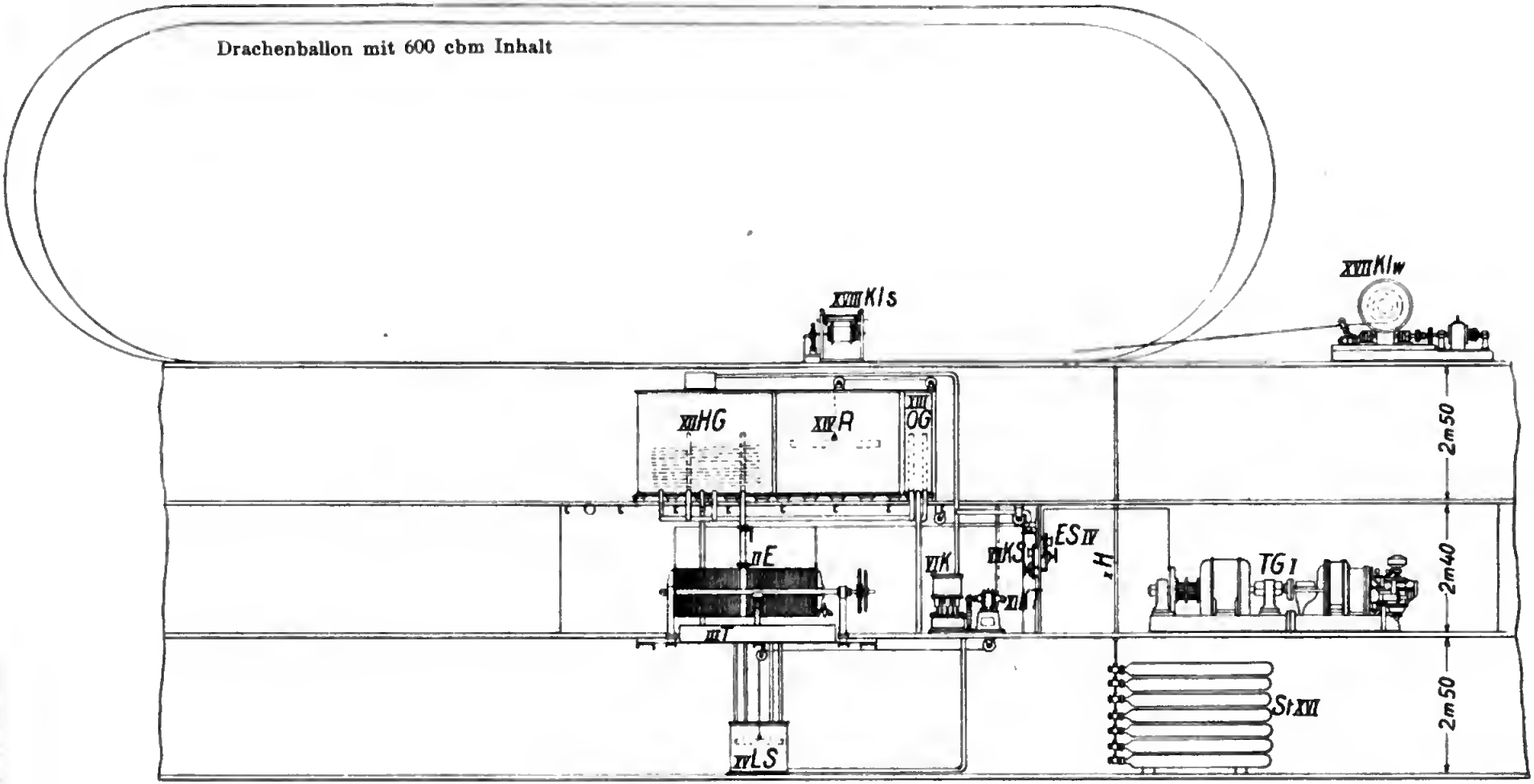
der gebauten Größen und Abb. 16 (Tafel 1) einen mit solchen Apparaten eingerichteten Eisenbahnzug, der dem Heere folgt.

Eine von Riedinger in Augsburg gelieferte elektrische Gaserzeugungsanlage auf einem russischen Kreuzer stellt Abb. 17 dar. In 24 Stunden vermag sie etwa 330 cbm zu erzeugen. Der Inhalt der 200 Stahlgasflaschen beträgt bei einem Druck von 180 Atm. 3140 cbm, reicht demnach für vier Ballonfüllungen.

I. TG = Turbodynamo.
II. E_1 E_2 E_3 E_4 Elektrolyseure.
III. T Tropfblech.
IV. ES Schalttafel.
V. GS Dynamoschalttafel.

Drachenballon mit 750 cbm Inhalt

Drachenballon mit 600 cbm Inhalt



1:50

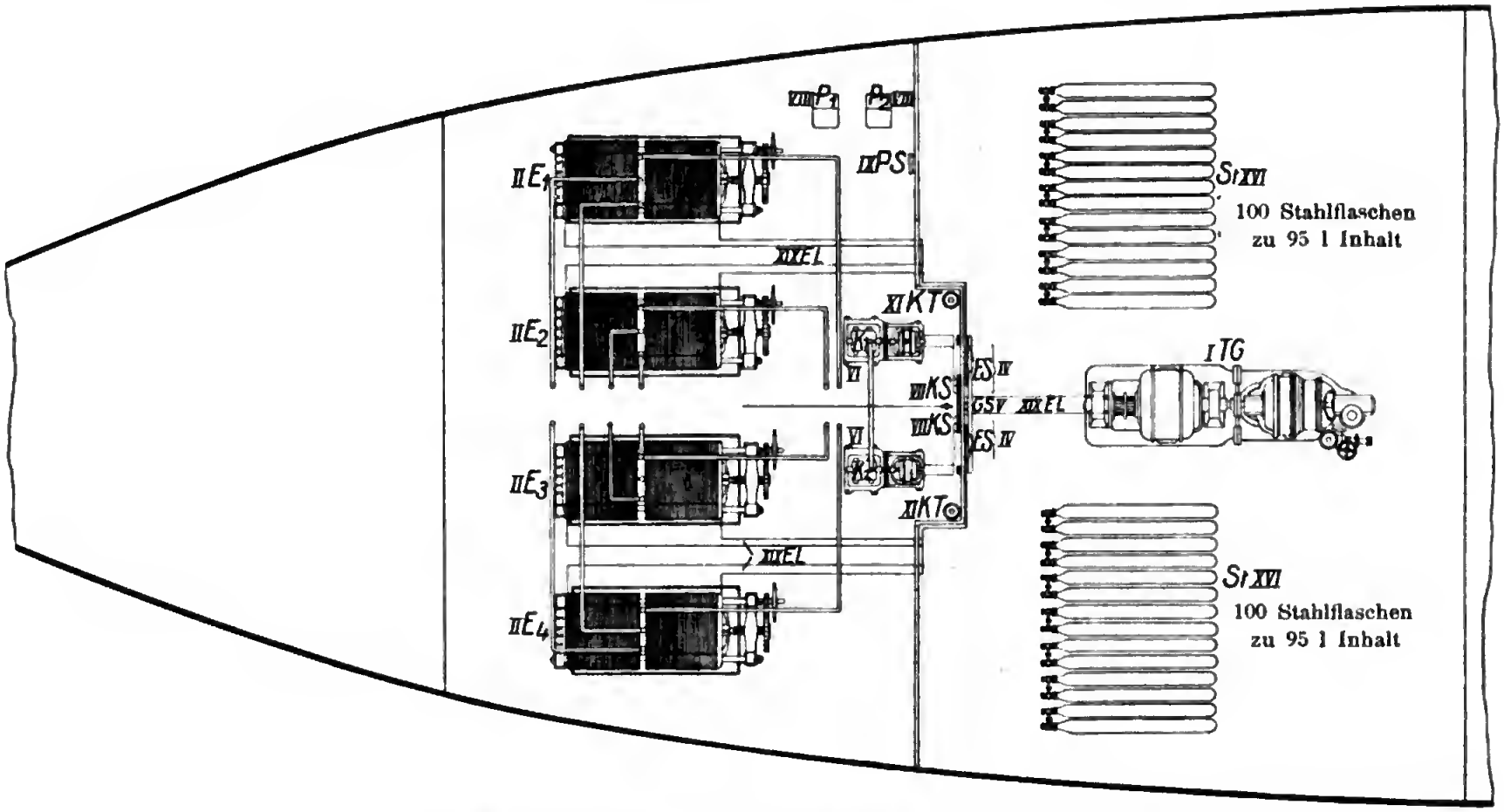


Abb. 17. Gaserzeugungs- und Verdichtungsanlage auf einem Ballondampfer.

VI.	K_1 K_2	Kompressoren mit Motorantrieb.
VII.	KS	Kompressoren-Schalttafel.
VIII.	P_1 P_2	Kühlwasserpumpe mit Motorantrieb.
IX.	PS	Pumpenschalttafel.
X.	H	Hochdruckleitung.
XI.	KT	Kondenstöpfe.
XII.	HG	Wasserstoffabscheide-Behälter.
XIII.	OG	Sauerstoffabscheide-Behälter.
XIV.	R	Behälter.
XV.	LS	Laugensammler.
XVI.	St	Stahlgasflaschen.
XVII.	Klw	Kabelwinde für Drachenballons.
XVIII.	Kls	Kabelwinde für Signalballons.
XIX.	EL	Elektrische Leitungen.

Die anderen Verfahren zur Herstellung von Wasserstoffgas, z. B. durch Zerlegung von Azetylen C_2H_2 in C und H, spielen zurzeit noch keine Rolle, so daß es sich erübrigt, hier auf sie einzugehen.

---

2. Die Hülle.

a) Stoffe.

Die Gashüllen der Luftschiffe werden fast ausschließlich aus Baumwolle (Perkalstoff) hergestellt. Seide gibt, wie sich verschiedentlich gezeigt hat, zu starken elektrischen Erscheinungen Anlaß, die schon wiederholt zu Zerstörungen des Ballons geführt haben.

Goldschlägerhaut (geklebte Därme) ist wegen seiner Leichtigkeit und Gasdichte als Hülle für die Innenballons der starren Luftschiffe, sowie zu den Luftsäcken der unstarren geeignet. Indessen hat einmal der hohe Preis, und dann auch die Möglichkeit einer schnellen Zerstörung durch Bakterien von seiner Verwendung bisher abgehalten.

Die Baumwollstoffe werden in den Fällen, in denen zur Erzielung höherer Festigkeit mehrere Lagen übereinander angeordnet sind, meist, in Deutschland stets, so angeordnet, daß sich die Stofffasern unter einem Winkel von 45° kreuzen. Man verhindert damit ein Weiterschlitzen des Stoffes bei Verletzungen.

Als Dichtungsmittel wird fast ausschließlich Gummi benutzt, der heiß zwischen und auf die Lagen gewalzt wird. Zum Schutze dieser Gummidichtung gegen die chemisch wirkenden Sonnenstrahlen ist der Baumwollstoff meist gelb gefärbt.

Eine Dichtung des Stoffes durch Firnis hat den Vorzug der Billigkeit, ist indessen nicht ganz so gasdicht, bedarf der

öfteren Erneuerung und erfordert eine sorgfältigere Behandlung beim Verpacken der Hülle. Aus diesen Gründen sind in Europa wohl alle Luftschiffhüllen aus gummierten Stoffen hergestellt.

Die Tabelle gibt Auskunft über Stoffe der bekanntesten deutschen Ballonstoffabriken. Die ganz leichten Doppelstoffe und die einfach gummierten kommen hauptsächlich für das starre

Gummierte Stoffe.

		Gew. g/qm	Festigkeit kg/qm	Preis M/qm
Clonth Köln a. Rh.	Gefirniste Baumwollstoffe zu Kugelballons	200—210	1200—1400	2.60 bis 2.85
	Baumwolldoppelstoff mit Gummizwischenlage Nr. 15	290—300	800—1200	10.— bis 11.—
	Baumwolldoppelst. mit Gnmmizwischenl. u. äuß. Gumm.	330—350	950—1250	11.25 bis 12.50
	Dreif. Baumwollst. m. Gummizwischenl. u. äuß. Gumm.	480—490	2300—2700	15.— bis 16.50
	Seidenstoff für Kugelball. u. Flieger	190—200	1200—1300	10.— bis 11.—
	Einf. Baumwollst. auf beiden Seiten gumm., für Flieger	150—160	500—620	4.— bis 4.40
Continental Hannover	Einf. gumm. Ballonstoff Nr. 68	200	500—600	
	Doppel-Ballonstoff gerade doubliert Nr. 21	220	650	
	Doppel-Ballonstoff diagonal donbliert Nr. 58	350	1200—1300	
	Dreifacher Ballonstoff Nr. 65	490	2240—3460	
	Einseit. gummiert. Nr. 56 II	140	1200	
	Beiderseit. „ „ 56 III	140	1200	
	Einseit. „ „ 100 a	155	1300—1400	
	Beiderseit. „ „ 100 b	155	1300—1400	
Metzler & Co. München	Gelber, einseitig gummierter Stoff, etwa 100 g Gummiauflage 1 qm	190	500	7.75
	Diagonal-Doppelstoff gelb auf grau, etwa 100 g Belag	280	900	10.60
	Grau einseitig gumm., etwa 50 g Belag, für Flieger	140	500	5.—
	Grau, einseitig gumm., Nr. 4	140		3.—
	Gran, doppelseit. gumm., „ 9	170		5.10
	Grau, einseitg gumm., Nr. 11	132		2.20
	Einseitig gummiert	80		2.85

System und für die Luftsäcke des unstarren in Betracht, weil diese Hüllen keinen besonders hohen Druck auszuhalten haben. Die stärkeren Doppelstoffe und die dreifachen werden für die unstarren Luftschiffe verwendet.

Während die Ballonstoffe eine Gasdurchlässigkeit von unter 10 l auf 1 qm Oberfläche innerhalb 24 Stunden bei 30 mm Ueberdruck besitzen, genügen für die Tragflächen der Flugmaschinen die leichtesten Stoffe mit geringer oder gar keiner Gummierung,

Digitized by Google

da es bei ihnen auf völlige Gasdichte nicht ankommt (s. S. 94). Auch gefirnißte Stoffe sind bei ihnen zulässig, nur muß man beim Nachfirnissen vorsichtig sein, da sich bei schwacher Tragflächenkonstruktion schon der Fall ereignet hat, daß gut fliegende Maschinen durch Verziehen der Tragflächen das Fliegen verlernten.

b) Versteifungsarten.

Die Hülle des Luftschiffes muß völlig glatt sein, um dem Winde keine Angriffsfläche zu bieten. Runzeln sind selbstver-

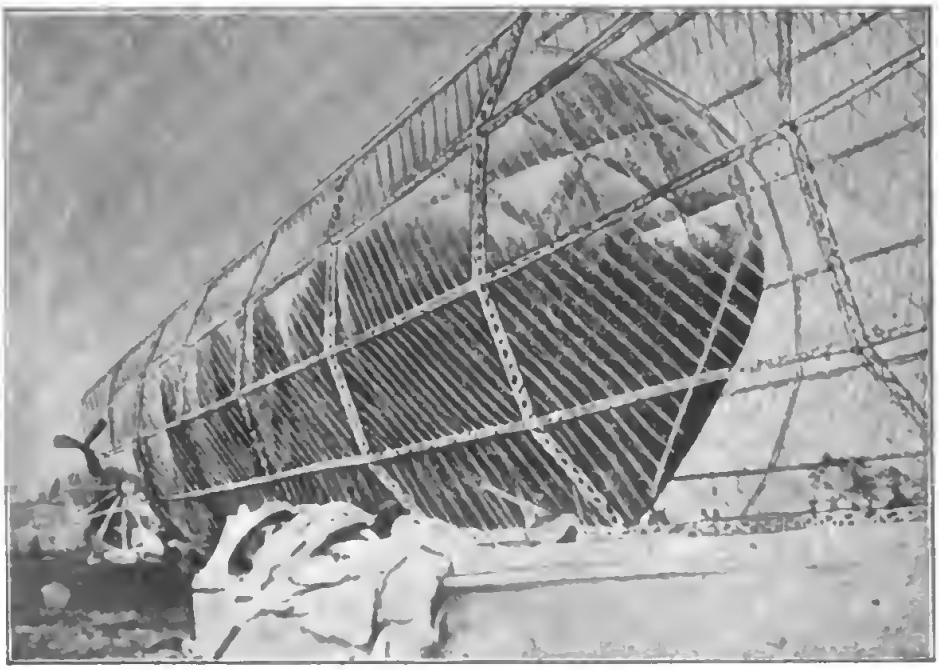


Abb. 18. Aluminium-Gerüst des Zeppelin-Luftschiffs mit den Gashüllen.

ständlich ausgeschlossen. Die glatte äußere Gestalt wird bei der starren Bauart durch ein inneres Gerüst gewahrt, das bei der Zeppelinschen Konstruktion z. B. (Abb. 18) aus 16 Aluminium-Längsträgern besteht, die als Gitterträger ausgebildet sind. Die einzelnen kleinen Stäbchen des Gitters bestehen aus Dreikantrohr. Die Längsträger sind durch kreisähnliche Träger verbunden und mit einer großen Anzahl von Drähten verspannt. Im Innern des Gerüstes befinden sich 17 Gashüllen, die sich gegen die Spanndrähte legen. Da diese einzelnen Gashüllen natürlich einen großen Luftwiderstand erzeugen würden, ist um das Gerüst herum eine oben wasserdichte Hülle aus Baumwollstoff gelegt. Die doppelte Hülle schützt das Gas gegen die strahlende Sonnenwärme, die das Luftschiff um mehrere 100 m heben könnte. Hierin liegt ein

Hauptvorzug des starren Systems. Auch die Unterteilung des Gasinhaltes ist insofern ein Vorteil, als bei einer Verletzung nicht der gesamte Gasinhalt entweicht.

Bei dem starren Luftschiff des Danziger Professors Schütte sind die Träger nicht aus Aluminium, sondern aus Holz gebaut. Sie sind spiralig angeordnete Röhren aus verleimten Holzteilen. Nach den Erfahrungen im Fliegerbau scheint zwar in der Tat Wilbur Wright mit seiner Bemerkung recht zu haben: „Steel is better than aluminium and wood is better than steel". Indessen dürfte auch die Schüttsche Bauart den Nachteil der starren überhaupt haben, daß sie trotz größerer Elastizität nicht gegen Bruch gefeit ist, da die äußere Hülle des starren Luftschiffes nicht durch Reißen entleert werden kann. Kaum eine Anker-

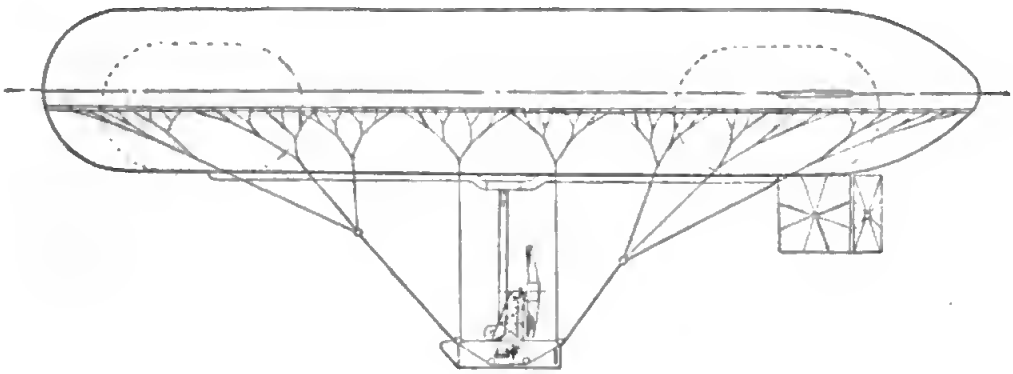


Abb. 19.

vorrichtung dürfte fest genug sein, um der Kraft starken Windes gegen ein größeres Luftschiff außerhalb seiner Halle zu begegnen. (S. die Ankervorrichtung S. 62.)

Die Pralluftschiffe besitzen keinerlei Versteifungsgerüst für die Hülle. Diese erhält ihre Festigkeit und Gestalt vielmehr durch den inneren Ueberdruck des Traggases. Sie wird durch diesen so fest, daß sie nicht nur dem Winddruck mit Leichtigkeit widersteht, sondern auch das Gewicht der schweren Gondel aushält, ohne sich zu verbiegen. Der bekannteste und erfolgreichste Vertreter dieser Bauart ist der Major v. Parseval. Die Konstruktion seines Luftschiffes ist aus Abb. 19 ersichtlich, während weitere Einzelheiten seiner Ausführung auf anderen Abbildungen dargestellt sind. Der Innendruck wird bei dem unstarren Luftschiff durch Aufblasen eines oder mehrerer kleiner Ballons im Innern des großen Ballons erzeugt, die man Ballonet oder Luftsack nennt. Im Parseval-Luftschiff, wie im deutschen Militär-Luftschiff, Abb. 20, sind deren 2 vorhanden, je einer vorn und hinten, die gleichzeitig

mit zur Höhensteuerung herangezogen werden. Ist z. B. der hintere Luftsack voll und der vordere leer, so befindet sich im vorderen Teil des Luftschiffes mehr leichtes Gas, die Spitze hebt sich, und das Schiff fährt in die Höhe. Es sei hier bemerkt, daß die Höhensteuerung noch durch ein Laufgewicht von etwa 50 kg unterstützt wird.

Die Hülle des unstarren Luftschiffes unterscheidet sich im Grunde durch nichts von der eines Freiballons. Ist das unstarre Luftschiff etwa infolge eines Motorschadens gezwungen, bei starkem Wind zu landen, so genügt ein Zug an der Reißleine, um ein großes Loch in die Hülle zu reißen, durch das sie sich in wenigen Minuten entleert. Ueber den dann am Boden liegenden schlaffen Stoff hat der Wind seine Gewalt verloren.

Abb. 20. Deutsches Militärluftschiff (Erbauer Major Groß u. Ing. Basenach) und Luftschiff des Majors v. Parseval.

Bei dem Parseval-Luftschiff (Abb. 19) ist noch bemerkenswert, daß beide Luftsäcke durch eine Leine mit dem Gasventil in Verbindung stehen. Wenn beim Aufstieg in große Höhen das Traggas infolge des verminderten Luftdruckes sich so stark ausdehnt, daß beide Luftsäcke, von denen jeder mit einem Ueberdruckventil versehen ist, nahezu leer sind, so öffnet sich durch den Zug der Verbindungsleine das Gasventil selbsttätig, so daß ein Platzen der Hülle durch zu starken Ueberdruck ausgeschlossen ist.

Der Mangel der unstarren Bauart ist hauptsächlich der, daß es nicht mehr möglich ist, die pralle Form wieder herzustellen, nachdem das Luftschiff in großer Höhe gewesen ist. In diesem Punkt können Verbesserungen einsetzen.

Die halbstarre Bauart, die außer einigen französischen auch das deutsche Militär-Luftschiff (Abb. 20) aufweist, unterscheidet sich von der unstarren des Parseval-Ballons dadurch, daß der Ballonkörper auf einem Träger aus Metallröhren ruht. Dieso Konstruktion hat den Vorteil, daß man, ohne die Hülle stärker auf Biegung zu beanspruchen, nicht nur eine kurze Gondel

verwenden, sondern diese auch etwas näher an den Ballon heranbringen kann, was aus verschiedenen Gründen wünschenswert erscheint. Es wird bei hochliegender Gondel nicht nur die Höhensteuerung erleichtert, sondern die Schrauben sind eher in die Nähe der Widerstandsmitte zu bringen, wodurch Kippmomente vermieden sind. Ferner kann man wie beim ganz unstarren System Reißbahnen anbringen. Der Nachteil des halbstarren Luftschiffs liegt in dem langen starren Gerüst, das wie die letzte unfreiwillige Landung unseres Militär-Luftschiffes auf Rügen gezeigt hat, der Teil ist, der dabei entzwei gehen kann.

Die Vorzüge und Nachteile der starren und unstarren Bauart sind also kurz folgende: Der Vorteil der starren Bauart liegt in der doppelten Hülle, wodurch die Einwirkung der Sonnenstrahlen auf das Traggas vermindert und ein größerer Gasverlust vermieden wird. Auch steht das Gas nicht unter Ueberdruck, wodurch bei Verletzungen der Gasverlust beschränkt wird. Die Unterteilung beschränkt ihn außerdem auf die verletzte Gaskammer. Ein Nachteil ist dagegen das hohe Gewicht der Versteifungskonstruktion und die Unmöglichkeit, bei Gefahrlandungen in Sturm die Angriffsflächen des Luftschiffes durch Ziehen an der Reißleine zu vermindern. Die unstarre Bauart hat dagegen den Vorteil der Reißbahn und das geringere Gewicht, besitzt dafür aber den Nachteil, daß durch den Ueberdruck des Gases der Gasverlust leicht größer ist, und daß das Gas bei kleineren Schäden gewaltsam hinausgepreßt wird. Ferner ist bei größeren Gasverlusten, die z. B. bei einem erzwungenen Aufstieg in größere Höhen erzeugt werden, der Luftsack nicht mehr imstande, die Hülle genügend prall zu halten. In diesem Falle ist das Luftschiff nicht mehr betriebsfähig, da seine Höhensteuerung mittels Motoren und Steuerflächen versagt.

c) Gestalt.

Daß die bestehenden Luftschiffe schon die zur Durchschneidung des Luftmeeres günstigste Gestalt besitzen, ist kaum anzunehmen. Obwohl, um ein Beispiel aus der Ballistik heranzuziehen, früher doch gewiß die eingehendsten Versuche gemacht worden sind, die beste Geschoßform herauszufinden, hat erst neuerdings das Spitzgeschoß bewiesen, daß die alte Gestalt doch sehr verbesserungsfähig war. Aehnlich werden die Verhältnisse sicher auch beim Luftschiff liegen. Daß die rein zylindrische Gestalt mit den zugespitzten Enden, wie sie Zeppelin verwendet (Abb. 21) nicht die für ein Luftschiff günstigste ist, macht die Tatsache wahrscheinlich, daß die schnellsten Fische nicht die rein zylindrischen, die Aale, sind. Vielmehr haben

die schnellsten Fische zwar schlanke Formen, indessen ist ihr größter Durchmesser etwa im vorderen Drittel gelegen. Diese Gestalt bestätigt die Tatsache, daß die Größe des Widerstandes, den ein die Luft durchschneidender Körper erfährt, mehr von der Gestalt seines hinteren Teiles als von der seines Kopfes abhängt. Als günstigste Kopfform hat sich weder eine reine Kugel noch der Kegel herausgestellt, sondern die einem Rotations-Paraboloid ähnelnde Form. Der hintere Teil muß schlanker sein als der vordere, um die Entstehung von Luftwirbeln und starken Luftströmungen zu verhüten.

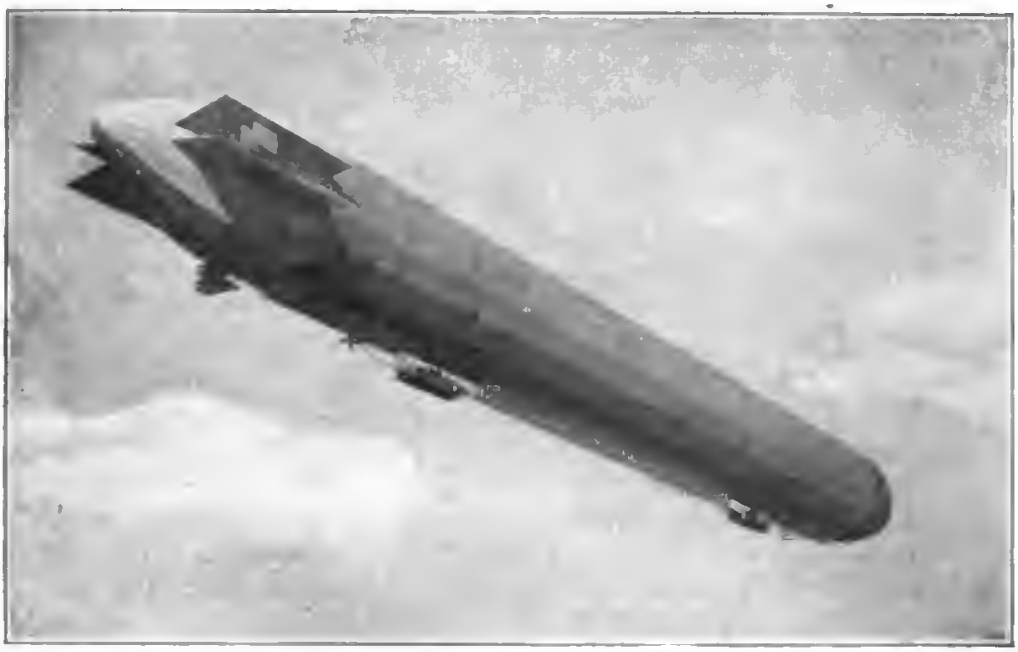


Abb. 21. Luftschiff des Grafen Zeppelin.

Renard hat über die günstigste Gestalt des Luftschiffkörpers eingehende Versuche in der Weise angestellt, daß er beschwerte Holzmodelle ins Wasser fallen ließ und nach der Tiefe des Eindringens urteilte. Obwohl natürlich die Luft sich durchaus anders verhält als das Wasser, hat Renard auf diese Weise doch eine recht gute Gestalt seines Gasträgers ermittelt. Auf Abb. 22 ist sein Luftschiff „La France" abgebildet. Der größte Querschnitt des 1864 cbm fassenden, 50,42 m langen Ballons betrug 55,4 qm im größten Durchmesser von 8,4 m. Die Gondel war 33 m lang. Als Antriebsmaschine der zweiflügligen 9 m-Schraube diente ein Elektromotor, der durch Chlorsilber-Elemente gespeist wurde. Die mit 9 PS erzielte Höchstgeschwindigkeit soll 6,5 skm

betragen haben. Die Parabeln, nach denen der Querschnitt des Kopfes gebildet war, hatten die Gleichung

$$x = r\left(1 - \frac{y^2}{(3\ r)^2}\right)$$

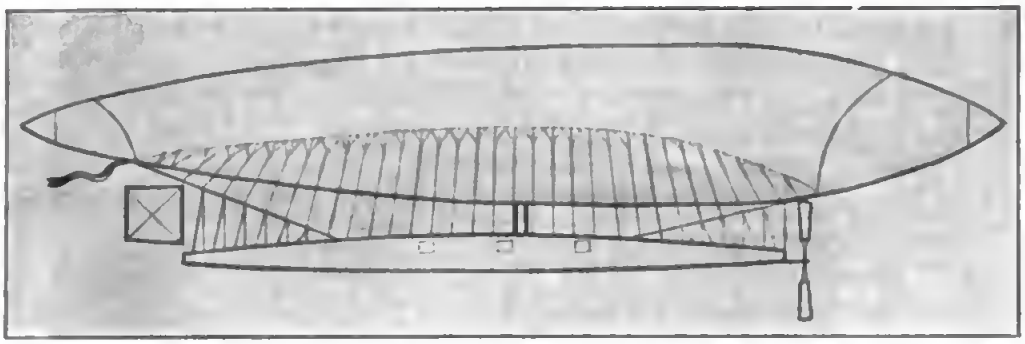


Abb. 22. „La France" Luftschiff von Renard und Krebs.

während der Hinterteil des Rumpfes nach der Gleichung

$$x = r\left(1 - \frac{y^4}{(9\ r)^4}\right)$$

geformt war.

Renard selbst gibt den Widerstand seines ganzen Luftschiffs „La France" einschließlich der Gondel mit den Seilen und nach ihm gebauter ähnlicher an zu

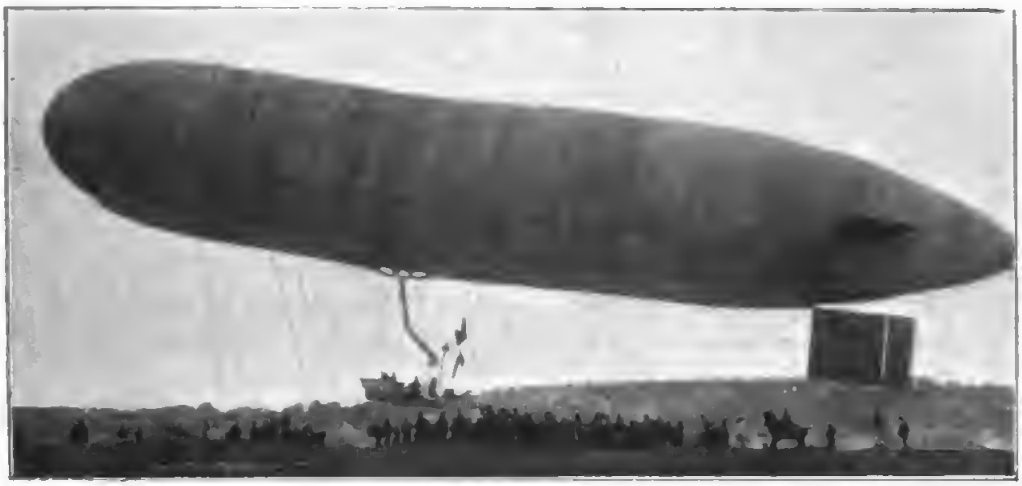


Abb 23. Luftschiff des Majors v. Parseval.

$$W = 0{,}01685\ d^2\ v^2.$$

Spätere Versuche machen den Wert 0,0148 wahrscheinlicher. Der Gasträger allein besaß den Widerstand

$$W = 0{,}00283\ F\ .\ v^2 = 0{,}00223\ d^2\ v^2.$$

Während das Luftschiff v. Parsevals anfangs die auf Abb. 19 gezeigte Walzenform zeigte, hat es jetzt auch die eben gekennzeichnete Fischform, die man aus Abb. 23 erkennen kann. Diese Gestalt ist für das Durchschneiden der Luft so günstig, daß das 3600 cbm fassende Luftschiff mit einem 100 PS.-Daimler-Motor das zurzeit schnellste ist. Es soll, wie schon erwähnt, bei der Abnahmefahrt eine Geschwindigkeit von 16 skm = 52,6 Stdkm erreicht haben. Diese Fischgestalt hat auch der Walze gegenüber nicht in gleichem Maße das Bestreben, sich quer zur Fahrrichtung zu stellen, wie Versuche von Prandl in Göttingen, der Modelle einem starken Luftstrom aussetzte, bestätigt haben. Unfreiwillige Richtungsabweichungen bedingen natürlich eine große Einbuße an Geschwindigkeit, selbst wenn das Luftschiff sonst einen geringeren Widerstand aufweisen würde.

Die Ansichten über das beste Verhältnis von Durchmesser zur Länge des Ballons gehen noch weit auseinander. Beim Zeppelin beträgt es z. B. 1:10 bis 1:11, beim Parseval dagegen 1:6, ebenso wie bei den französischen Luftschiffen.

Zur Beurteilung der Güte der Form eines Luftschiffes stehen zurzeit nur recht dürftige Angaben zur Verfügung. Will man zur Gewinnung eines Urteils verschiedene Luftschiffe miteinander vergleichen, so kann man dies nur unter Voraussetzung des meist unbekannten Wirkungsgrades der Luftschrauben zusammen mit ihren Uebertragungsvorrichtungen tun.

Um indes einigen Aufschluß über die zur Beurteilung der Gestalt eines Luftschiffes in Frage kommenden Größen zu gewinnen, sei folgende Rechnung aufgestellt:

Ist die zur Fortbewegung des Luftschiffes mit der Geschwindigkeit v nötige Triebkraft P, so ergeben sich die erforderlichen Pferdestärken L aus der Gleichung

$$P \cdot v = 75\,L.$$

Da der Luftwiderstand auf eine Fläche F proportional ihrer Größe und dem Quadrat ihrer Geschwindigkeit ist, so ergibt sich, wenn k ein Faktor ist, der unter Voraussetzung sonst gleicher Umstände von der Gestalt des Ballons abhängt,

$$k \cdot F \cdot v^2 \cdot v = 75\,L$$
$$k \cdot F \cdot v^3 = 75\,L.$$

Daraus bekommt man den für die Beurteilung der Form wesentlichen Faktor k zu

$$k = \frac{75\ L}{F \cdot v^3}$$

Nimmt man z. B. die neuesten Angaben über das Parseval-Luftschiff: Größter Querschnitt F = 71 qm, L = 100 PS., v = 16 skm, so erhält man

$$k = \frac{75 \cdot 100}{71 \cdot 4096} = 0{,}0258$$

Wäre die Geschwindigkeit 15 skm, so erhielte man 0,0314. Man sieht, welche erhebliche Rolle für die Beurteilung der Gestalt die schwer festzustellende Geschwindigkeit spielt.

Führen wir dieselbe Rechnung für den Zeppelin-Ballon durch unter Voraussetzung einer Geschwindigkeit von 15 skm (PS = 200, D = 13 m, F = 134 qm), so erhalten wir

$$k = \frac{75 \cdot 200}{134 \cdot 3375} = 0.33$$

Die erforderliche Antriebskraft beträgt hiernach beim Parseval

$$P = \frac{75\ L}{v} = \frac{75 \cdot 100}{16} = 468 \text{ kg (6,6 kg/qm bei 1,41 PS/qm)}$$

und bei Zeppelin

$$P = \frac{75 \cdot 200}{15} = 968 \text{ kg (7,22 kg/qm bei 1,49 PS/qm)}$$

ohne Berücksichtigung des Schraubenwirkungsgrades. Setzt man diesen noch in die Rechnung ein, so ergeben sich erst die wirklichen weit geringeren Widerstandskräfte eines Luftschiffes. Dieser Widerstand ist natürlich der des Gasträgers zusammen mit der Gondel und den Seilen. Der Widerstand des Gasträgers allein kann so nicht festgestellt werden.

Für Entwürfe neuer Luftschiffe ist besonders wertvoll die Tatsache, daß sowohl das Parseval-Luftschiff als auch das fünfmal größere Zeppelin-Luftschiff auf den Quadratmeter ihres größten Querschnittes nahezu dieselbe Anzahl PS haben. Es empfiehlt sich daher, die Anzahl der PS eines Luftschiffes auf 1,5 für 1 qm des größten Querschnittes zu veranschlagen.

Nach Finsterwalder[1]) ergeben sich nach den ausgeführten Luftschiffen die zum Antrieb erforderlichen Pferdestärken N, wenn F der größte Querschnitt in qm und v die Geschwindigkeit in skm ist, zu

$$N = \frac{F\ v^3}{2250}$$

Beim Parseval-Luftschiff ergibt diese Formel

$$v = \sqrt[3]{\frac{2250 \cdot 100}{71}} = 14{,}7 \text{ skm},$$

also einen wahrscheinlich etwas zu geringen Wert, beim Zeppelinschiff erhält man

$$v = \sqrt[3]{\frac{2250 \cdot 200}{134}} = 15 \text{ skm}.$$

Ein Luftschiff, in dem das Bestreben, der Luft hinten einen vorzüglichen Ablauf zu geben, buchstäblich auf die Spitze

[1]) Finsterwalder, Zeitschrift des Vereins deutscher Ing. 1908.

getrieben ist, zeigt Abb. 24, die das neue italienische Luftschiff darstellt. Es hat 5000 cbm Rauminhalt, eine Länge von 60 m und einen größten Durchmesser von 15 m.

Daß man zur Verringerung des Luftwiderstandes möglichst alle vorspringenden Teile zu vermeiden und, wo dies nicht möglich, durch Stoffe miteinander zu verbinden und zu verkleiden hat, um dem Wind möglichst wenig Gelegenheit zum Angriff und zur Bildung von Luftwirbeln zu geben, ist wohl selbstverständlich.

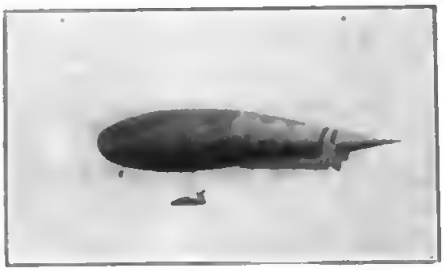


Abb. 24. Italienisches Luftschiff.

3. Stabilität.

a) Wirkung äußerer Kräfte.

Die Ueberlegenheit des Luftschiffes über die heutige Flugmaschine liegt ausschließlich in seiner großen Stabilität. Die Gefahr des Umkippens ist nahezu ausgeschlossen. Es liegt dies daran, daß nicht nur das nach unten ziehende, im Schwerpunkt angreifende Gewicht des Luftschiffes vorhanden ist, sondern daß außerdem im Gegensatz zu den Fliegern noch eine stets nach oben gerichtete Kraft, der Auftrieb, wirksam ist. Der Luftwiderstand gegen die Tragflächen erzeugt zwar auch eine senkrecht nach oben gerichtete Teilkraft. Diese ändert aber mit den Flächen ihre Richtung, während der Auftrieb eines Luftschiffes unter allen Umständen senkrecht nach oben wirkt.

Auch die Luftschraube eines in diesem Punkte etwas günstigeren Schraubenfliegers könnte an diesem Umstande nicht viel ändern, da sie ja starr mit dem ganzen Flieger vereinigt sein muß und dann ihre Auftriebrichtung mit dessen Lage ändert.

Der Angriffsmittelpunkt der Auftriebkraft des Traggases ist der Punkt, an dem man sich das ganze Luftschiff aufgehängt

denken kann. Es ist dann einem Wagebalken vergleichbar. Hieraus ergeben sich die für die Beurteilung der Stabilität nötigen Verhältnisse.

In Abb. 25 bedeutet S den Schwerpunkt eines Luftschiffes (Zeppelin), das sich um den Auftriebmittelpunkt dreht. Bewegt sich in diesem Schiff z. B. ein Mensch von $p = 75$ kg Gewicht aus einer Gondel in die andere, so erhält man wegen der gleichzeitigen Erleichterung der Gondel g_1 ein Drehmoment $2 \cdot p \cdot l$. Um Gleichgewicht zu erzielen, muß dieses Moment durch das ausgeglichen werden, das dadurch erzeugt wird, daß der Schwerpunkt aus seiner Lage senkrecht unter dem Auftriebmittelpunkt herausgedreht wird. Dieses Moment ist $G \cdot x$. Ist r die

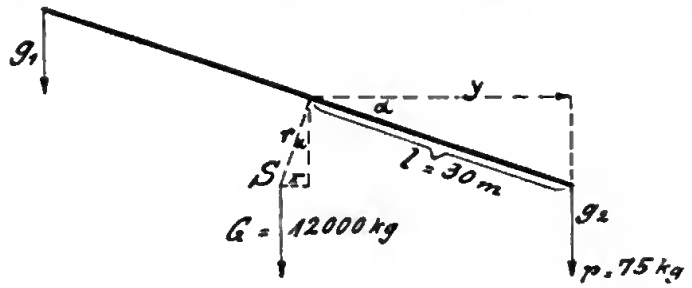


Abb. 25.

Entfernung des Schwerpunktes vom Drehpunkt, so ergibt sich $G \cdot r \sin \alpha = 2 p \cdot l \cdot \cos \alpha$.

$$\operatorname{tang} \alpha = \frac{2p \cdot l}{G \cdot r}$$

Die Zahlenwerte des Zeppelinschiffes ergeben

$$\operatorname{tang} \alpha = \frac{2 \cdot 75 \cdot 30}{12000 \cdot 3} = 0{,}125$$

$$\alpha = 7^0\,7'.$$

b) Wirkung der Dämpfungsflächen.

Schon so geringe Ursachen ändern also die Lage des Luftschiffes. Als wirksamstes Mittel, ein hierdurch verursachtes anhaltendes Pendeln des Fahrzeuges zu vermeiden, muß man Dämpfungsflächen anordnen, die bei kurz dauernden Kräften einmal den Ausschlag vermindern, und dann auch das Luftschiff bald wieder zur Ruhe kommen lassen.

Nicht zu empfehlen ist es, größere senkrechte Dämpfungsflächen einseitig an einem Ballonende anzubringen, da Böen dann das Luftschiff jedesmal aus seiner Fahrrichtung ablenken. Die Einhaltung dieser Richtung wird bei einem Luftschiff besonders

ausführen lassen, weil das Fahrzeug bestrebt ist, von selbst nach rechts auszuweichen.

In ähnlicher Weise wirkt eine ungleiche Belastung des Fahrzeugs, durch die ebenfalls die beiden Schrauben verschiedenen Abstand vom Drehpunkt erhalten. Bei Flugmaschinen ist dieser Umstand wieder von ganz besonderer Bedeutung. Auch bei Anwendung nur einer Schraube muß sich die Beeinflussung der Steuerung durch das Motormoment oder durch eine Schräglage des Fahrzeuges zeigen, und zwar aus dem Grunde, weil die Schraube

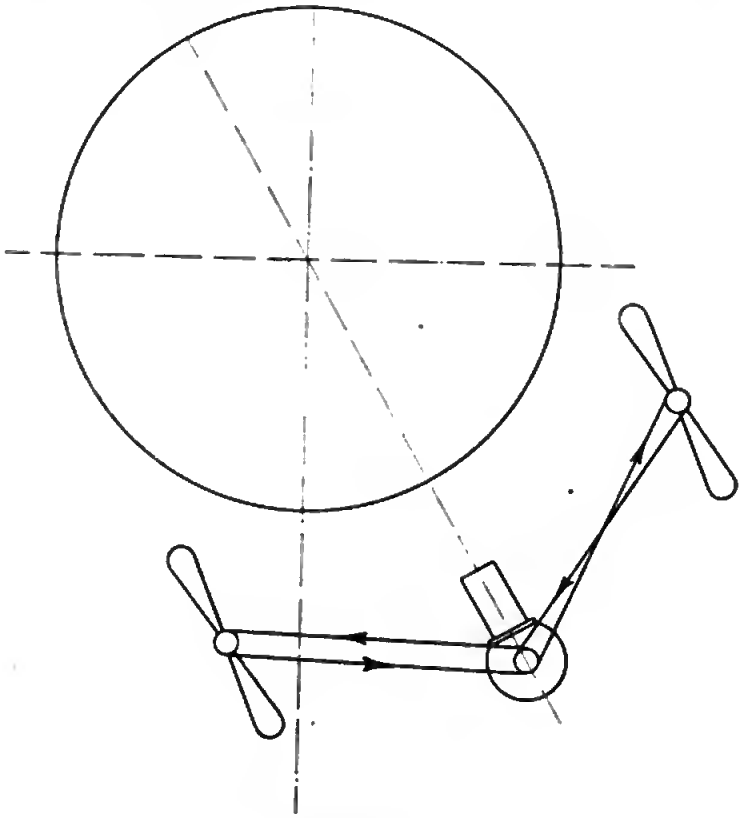


Abb. 30. (Stellung B.)

in der Nähe der Widerstandsmittellinie, nicht in der des Schwerpunktes liegt und bei jeder Drehung des Fahrzeuges sich ihre Lage zum Schwerpunkt und Widerstandsmittel ändern muß.

Bei der Berechnung der Abmessungen eines Luftschiffes spielen, wenn Nutzlast und Geschwindigkeit gegeben sind, die Motoren die Hauptrolle. Von ihrem Gewicht und Brennstoffverbrauch für die verlangte Fahrdauer ist der erforderliche Auftrieb und damit die Anzahl der Raummeter Gas in hohem Grade abhängig.

Die in der Luftschiffahrt gebräuchlichen Motoren sind erst bei den Flugmaschinen behandelt, bei denen das Motorgewicht zurzeit eine noch größere Rolle spielt, während man bei den Luftschiffen schon eher mit gewöhnlichen Automobilmotoren auskommt. Es sei daher auf das dort über die Motoren Gesagte verwiesen.

Ist man sich über Anzahl und Größe der Motoren klar geworden, so ergibt sich auch das ungefähre Gondelgewicht, so daß man damit alle für den ersten Entwurf nötigen Hauptdaten hat. Rechnet man nun für je 1,1 kg der zu hebenden Last 1 cbm Wasserstoff, so erhält man die Anzahl der erforderlichen Raummeter Gas.

---

4. Steuerung.

Eine vollständige Theorie der Lenkung eines Luftschiffes zu geben, ist nicht nur überflüssig, sondern auch unmöglich, wie schon die Tatsache vermuten läßt, daß es auch für das Wasserschiff noch keine gibt. Auf die Lenkung ist bei den Flugschiffen näher eingegangen, weil diese hierin noch höhere Anforderungen stellen. An dieser Stelle sei zusammenfassend nur bemerkt, daß eine Steuerfläche natürlich um so wirksamer ist, je weiter sie von der Achse, um die sie eine Drehung hervorrufen soll, entfernt ist. Von einigem Vorteil dürfte es sein, den Drehpunkt der Steuerflächen in die Nähe ihres vorderen Drittels zu legen, weil ungefähr dort bei den in Betracht kommenden Stellwinkeln der Druckmittelpunkt (s. S. 94) liegt. Die Drehung der Steuerfläche erfolgt dann mit dem geringsten Kraftaufwand.

Die Höhensteuerung eines Luftschiffs geschieht am zweckmäßigsten durch Schrägstellung seiner Längsachse. In diesem Falle ziehen die Schrauben das Schiff schräg in die Höhe. Der Widerstand gegen die Höhenänderung ist so geringer, als wenn das Höhensteuer in der Nähe des Schwerpunktes angebracht ist, wie bei vielen französischen Luftschiffen. Das Steuer hebt in diesem Fall das Luftschiff, ohne die Längsachse aus der Wagerechten herauszubringen. Da das Schiff in seiner Querachse nun einen sehr großen Luftwiderstand besitzt, erfolgt die gewünschte Höhenänderung bei der eben genannten Steueranordnung viel träger als bei der zuerst besprochenen.

Ob das Höhensteuer vorn oder hinten angebracht ist, spielt keine große Rolle. Vorn dürfte es noch etwas günstiger wirken, weil es bei der Einstellung zur Auffahrt das Hubvermögen ein wenig vergrößert. Indes ist dieser Zuwachs nicht bedeutend. Zeppelin hat an seinem Luftschiff vier Höhensteuer, vorn und hinten je zwei. (Abb. 31.)

Digitized by Google

Da die Höhensteuerung mittels schräger Flächen nur während der Fahrt wirkt, da sie also mit von der Fahrgeschwindigkeit abhängt, andererseits aber manchmal, z. B. bei der Anfahrt, auch bei geringen Geschwindigkeiten die Möglichkeit erwünscht ist, die Schräglage des Fahrzeugs ändern zu können, so hat man meist noch eine Steuerung durch Gewichtsverschiebung vorgesehen. So hat Zeppelin ein Laufgewicht zwischen seinen Gondeln, ebenso

Abb. 31. Zeppelinschiff Modell 1907 von hinten gesehen.

das deutsche Militärluftschiff. Parseval steuert nur auf diese Weise. Die von ihm benutzte Einrichtung ist auf S. 31 ausführlich geschildert worden. Diese Steuerung hat den Vorteil, daß sie mit dem geringsten Kraftbedarf erfolgt, da jedes eingestellte Steuer doch einen Widerstand in der Bewegungsrichtung erzeugt.

Mehrfach ist auch vorgeschlagen worden, das Luftfahrzeug dadurch zu steuern, daß die Achsen der Antriebschrauben in eine andere Richtung gestellt werden. Zu diesem Zwecke braucht man z. B. nur Kreuzgelenke in die Schraubenwellen einzuschalten, um

jede beliebige Richtungsänderung des Fahrzeugs, bei Vorhandensein mehrerer Schrauben auch seiner Schräglage, herbeizuführen.

Indes ist diese Steuerungsart bisher praktisch noch nicht versucht worden, wohl wegen der Unannehmlichkeit der konstruktiven Durchbildung.

---

5. Berechnungen.

a) Luftsack.

Um beim Entwurf das Gewicht der Hülle, das auch noch gehoben werden muß und daher noch eine weitere Gasmenge erfordert, feststellen zu können, muß berücksichtigt werden, daß bei einem Pralluftschiff der Raum der Luftsäcke das gesamte Volumen noch um etwa ein Drittel vergrößert, wie sich aus folgendem Beispiel ergibt: Ein Luftschiff von 3150 cbm Gasinhalt, also von der Größe der „Patrie" (Abb. 43), das bei 760 mm Luftdruck aufsteigt, gelange in eine Höhe von 2500 m, wo der Luftdruck nur 558 mm beträgt. Nach dem Mariotteschen Gesetz verhält sich

$$\frac{V_o}{V_x} = \frac{p_x}{p_o}$$

Daher wird

$$V_x = \frac{3150 \cdot 760}{558} = 4290 \text{ cbm.}$$

Es müßten demnach 4290 — 3150 = 1140 cbm Gas entweichen.

Sinkt es nunmehr wieder auf 500 m, also auf einen Luftdruck von 716 mm, so ist jetzt der Gasraum

$$V = \frac{3150 \cdot 558}{716} = 2460 \text{ cbm,}$$

der Luftsack muß also um 3150 — 2460 = 690 cbm sich ausdehnen. Da er bei der „Patrie" z. B. nur 650 cbm faßte, wäre es nach einem solchen Aufstieg unmöglich, die Hülle prall zu halten, wodurch eine Steuerung des Schiffes aufhört.

Nun hat man aber noch die Erwärmung des Luftschiffes durch die Sonnenstrahlen zu berücksichtigen. Rechnet man mit einer Erwärmung des Traggases um 30°, wobei für jeden Grad das Gas bekanntlich um $^1/_{273}$ seines ursprünglichen Volumens ausgedehnt wird, so ergeben sich für 3150 cbm $\frac{30 \cdot 3150}{273} = 345$ cbm.

Das Ballonet müßte demnach zur Ermöglichung einer solchen Höhenfahrt einen Luftraum von 690 + 345 = 1035 cbm haben, also ein Drittel des gesamten Gasraumes fassen können.

Digitized by Google

Daß ein kriegstüchtiges Luftschiff geeignet sein muß, solche Höhen zu befahren, folgt u. a. aus folgenden Bedingungen, die nach einem im April 1909 erlassenen Ausschreiben der französische Kriegsminister gestellt hat: 1. Eine Geschwindigkeit von 50 km in der Stunde; 2. fünfzehnstündige Flugdauer bei einer Geschwindigkeit von 50 km in der Stunde, mit sechs Personen; 3. mögliche Fahrthöhe bis zu 2000 m; 4. einen Gesamtinhalt von höchstens 6500 cbm und eine Gesamtlänge von 90 m bei einer Gesamthöhe von 20 m und 13 m größter Breite.

b) Innendruck und Beanspruchung der Hülle.

Nachdem so alle erforderlichen Größen festgelegt sind, kann man zu zeichnerischen Entwürfen schreiten. Nun spielt die Art der Aufhängung der Gondel und die Verteilung und Führung der

Abb. 32.

Tragseile eine große Rolle, da hiervon die Beanspruchung der Hülle abhängt. Eine Nachrechnung der Hülle, die sowohl durch den inneren Ueberdruck als auch die biegenden Seilkräfte beansprucht wird, ist auch zur Ermittlung des erforderlichen Gasdruckes nötig.

M sei das Moment der die Hülle biegenden Kräfte (Gondelzüge, Hüllengewicht und Auftrieb) in Kilogrammetern und r der Radius irgendeines der kreisförmigen Querschnitte, so ist nach Finsterwalder der Innendruck p

$$p = \frac{M}{r^3 \pi}$$

Die Beanspruchung P des Stoffes am Längsumfange des Ballons, also die des Gurtes, an dem die Gondelseile sitzen, ist dabei in Kilogramm

$$P = r^2 \pi \, p.$$

Die Hülle muß eine Spannung S ertragen von

$$S = \frac{r \cdot p}{2 \cdot \cos \alpha},$$

worin α der Winkel der Meridiantangente gegen die Drehachse

ist. (Abb. 32.) Da in der Mitte $\alpha = 0$ ist, so vereinfacht sich die Formel zu

$$S = \frac{r\,p}{2}$$

Sei z. B. in Abb. 33 die Gondel nur in der Mitte befestigt, welcher ungünstigste Fall selbstverständlich ausgeschlossen ist, so erhält man

$$p = \frac{45000}{125 \cdot 3,\ 14} = 114 \text{ kg/m}^2 = 114 \text{ mm Wassersäule.}$$

Der Stoff zusammen mit dem Längsgurt muß demnach aushalten:

$$25 \,.\, 3{,}14 \,.\, 114 = 9000 \text{ kg.}$$

Der Stoff selbst erfährt dann eine Beanspruchung von

$$\frac{5 \cdot 114}{2} = 285 \text{ kg/m.}$$

Nach Eberhardt[1]) ist der erforderliche geringste Innendruck

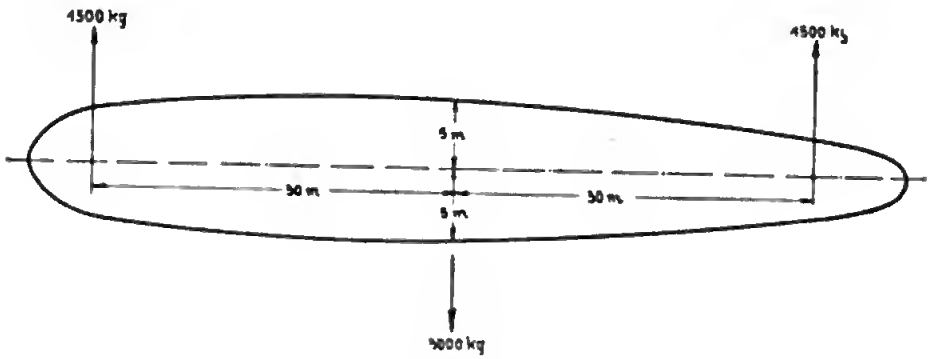


Abb. 33.

bei einem Biegungsmoment Q . l und einem Ballondurchmesser D

$$p = \frac{5 \cdot Q \cdot l}{D^3}$$

Die Höchstspannung des Stoffes in der Längsfaser ist

$$S = \frac{5}{8} \cdot \frac{Q \cdot l}{D^3} + 2\,S_1,$$

worin S_1 eine anzunehmende Sicherheitsspannung ist.

Als Beispiel seien die Verhältnisse der Abb. 34 gewählt: D = 10 m, Gondellänge = 8 m. Die Aufhängung der Gondel in Abb. 34 ergibt als größtes Biegemoment, wenn man die Seilzüge in ihre Teilkräfte zerlegt,

$$M_{max} = 750 \cdot 21 = \frac{3500 \cdot 15}{2} + 1000 \cdot 4 = 6500 \text{ mkg.}$$

$$p_{min} = \frac{5 \cdot 650000}{1000^3} = 0{,}00325 \text{ kg/cm}^2 = 32{,}5 \text{ mm Wassersäule.}$$

[1]) Eberhardt, „Motorwagen" 1908. Nr. 19 bis 22.

Dazu kommt noch der Ueberdruck, der dem Achsdruck von 650 kg entgegenwirken muß, von

$$\frac{650}{D^2\frac{\pi}{4}} = \frac{4 \cdot 650}{1000^2\,\pi} = 0{,}00083 \text{ kg/cm}^2 \text{ oder } 8{,}3 \text{ mm Wassersäule.}$$

Hierzu addiert man noch den Luftdruck auf den Ballonkopf, der bei 15 skm Eigengeschwindigkeit sich schätzungsweise beläuft auf höchstens

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 = 13{,}8 \text{ kg/m}^2 = 0{,}00138 \text{ kg/cm}^2 \text{ oder } 13{,}8 \text{ mm Wassersäule.}$$

Addiert man zu den ermittelten Drucken noch eine Sicherheitsspannung von 0,00005 kg/qcm, so erhält man für den ge-

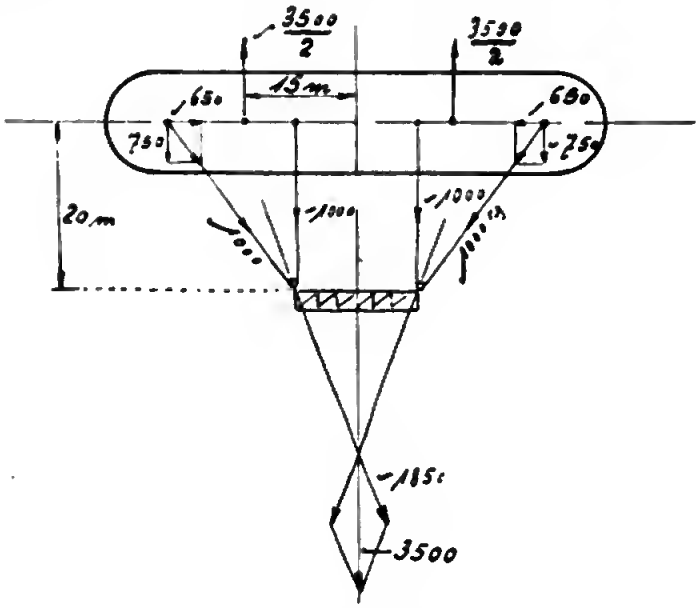


Abb. 34.

samten inneren Ueberdruck 55,1 mm Wassersäule, wie folgende Uebersicht ergibt:

Biegung	0,00325
Druck	0,00083
Fahrwiderstand	0,00138
Sicherheitsspannung	0,00005
Insgesamt	0,00551 kg/qcm = 55,1 mm Wassersäule.

Die Beanspruchung s des Stoffes wird am höchsten durch die auftretenden Querspannungen, die doppelt so hoch wie die Längsspannungen sind. Sie betragen bei einem Durchmesser D,

einer Ballonlänge l und dem Ueberdruck p nach der Gleichung

$$D\,lp = 2l \cdot s$$
$$s = \frac{D \cdot p}{2}$$

Setzt man die soeben gefundenen Werte in das betrachtete Beispiel ein, so wird

$$\frac{D \cdot p}{2} = \frac{1000 \cdot 0{,}0055}{2} = 2{,}76 \text{ kg/cm} = 276 \text{ kg/cm}.$$

Im Parseval-Ballon z. B. beträgt der Ueberdruck 20 mm.

Durch günstige Gondelaufhängung und Anordnung mehrerer Gondeln hat man es in der Gewalt, die Beanspruchung der Hülle in durchaus zulässigen Grenzen zu halten, ohne eine bei unfreiwilliger Landung gefährlich lange Gondel zu verwenden, und ohne einen Versteifungskiel anzuordnen, wie ihn die halbstarren Luftschiffe der Franzosen und unser Militärluftschiff besitzen (Abb. 20).

Die Anwendung mehrerer Gondeln empfiehlt sich in jedem Falle, um das Gewicht auf den Ballonkörper zu verteilen, ohne eine starre Längskonstruktion zu gebrauchen. Aus Gründen der Betriebssicherheit ist es vorzuziehen, mehrere Motoren einzubauen. Daraus ergibt sich schon von selbst, namentlich bei größeren Luftschiffen, die Verteilung der Last auf mehrere Punkte der Längsachse.

Der neue Siemens-Ballon wird bald zeigen, ob diese Ansicht richtig ist.

---

6. Konstruktionseinzelheiten.

a) Leinen.

Die Verbindung von Hülle und Gondel der unstarren Luftschiffe erfolgt bei den meisten neueren Ausführungen in der Weise, daß um den Ballon ein Gurt genäht und geklebt ist. An diesem sind die Hanfleinen befestigt. Eine Befestigungsart zeigt z. B. Abb. 35. Bei dieser hängt jede Leine in drei Schlaufen. Diese Leinen, Gänsefüße genannt, vereinigen sich am besten in bronzenen Halteringen, von denen stärkere Leinen ausgehen, die

sich schließlich in Drahtseilen fortsetzen. Abb. 19 zeigt schematisch das Netzwerk in dem ersten Parseval-Luftschiff. Auf Abb. 36

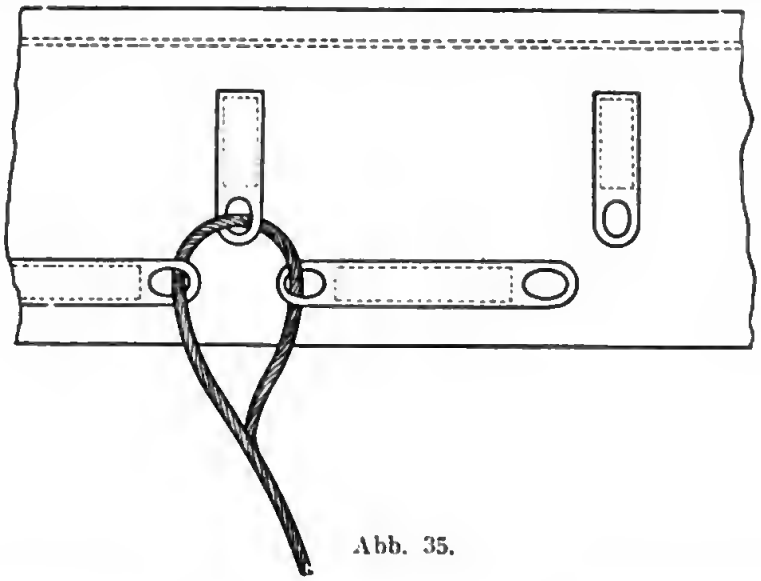


Abb. 35.

erkennt man die gleiche Ausführung an dem neuen größeren Luftschiff desselben Konstrukteurs. Es hat im übrigen 5600 cbm Raum-

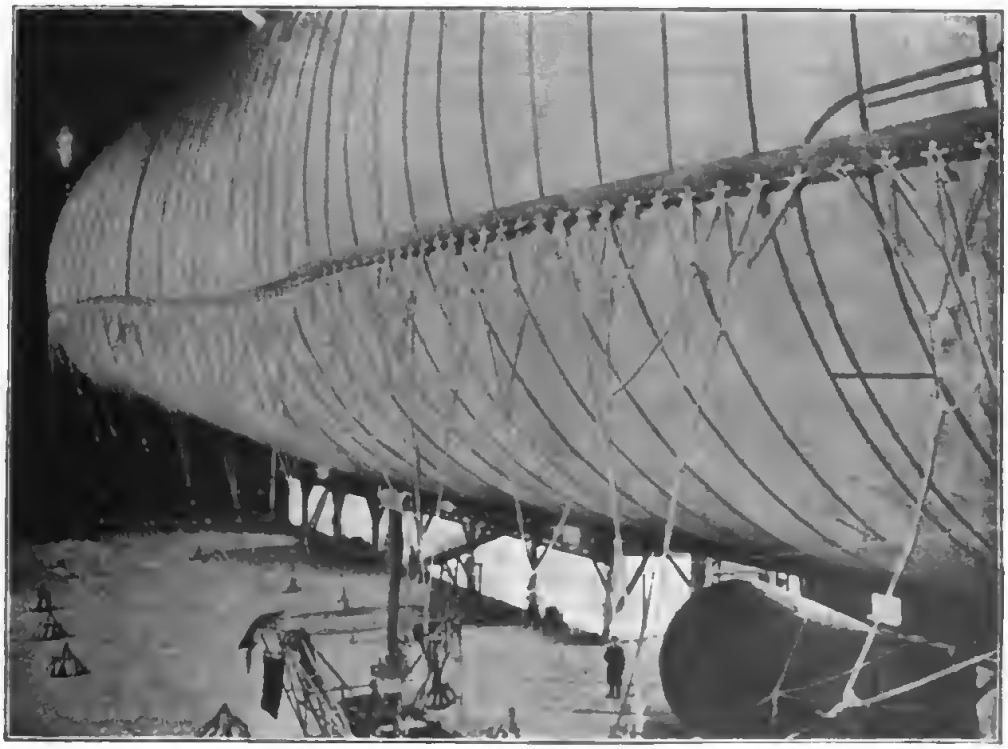


Abb. 36. Netzwerk des großen Parseval-Schiffes.

inhalt, zwei 100 PS. N.-A.-G.-Luftschiffmotoren und zwei Antriebschrauben. Die 9 m lange und 1,8 m breite Gondel zeigt Abb. 37. Mit den beiden Schrauben von 4 m Durchmesser, aber ohne die Motoren, wiegt sie rund 400 kg.

Abb. 37. Gondel des großen Parseval-Schiffes mit 2 unstarren Luftschrauben.

Ueber die Beanspruchung, der man Leinen und Drahtseile aussetzen kann, gibt die folgende Tabelle eine Uebersicht.

Hanfseile, Reißlänge rund 9000 m. **Stahlkabel,** Reißlänge rund 20 000 m.

Festigkeit kg	Durchmesser mm	Gewicht für 100 m kg	Durchmesser mm	Gewicht für 100 m kg	Drahtstärke mm	Anzahl der Drähte
50	2,4	0,5	0,48	0,12	—	1
75	3,0	0,7	0,57	0,19	—	1
100	3,3	0,9	0,67	0,27	—	1
125	3,6	1,2	0,76	0,36	—	1
150	3,9	1,4	0,86	0,46	—	1
175	4,3	1,6	0,96	0,57	—	1
200	4,6	1,8	1,06	0,69	—	1
250	6,0	3,0	1,8	1,2	0,2	42
360	7,2	4,3	2,3	2,0	0,3	28
490	8,3	6,0	2,5	2,2	0,3	35
580	9,1	7,3	2,8	3,0	0,3	42
660	9,7	7,6	3,0	3,5	0,3	49
840	11,0	9,9	3,5	4,0	0,4	35
1000	12,0	12,0	3,7	5,0	0,4	42
1175	12,8	13,5	4,2	6,0	0,4	49
1400	14,3	16,3	4,3	7,0	0,5	35
1650	15,2	18,8	4,5	8,0	0,5	42
1950	16,6	22,7	5,0	9,0	0,5	49
2400	18,6	28,8	6,0	11,0	0,5	60
2800	20,1	32,5	6,6	13,0	0,5	70
2900	20,7	34,8	6,7	14,0	0,5	72
3350	21,9	38,3	7,2	16,0	0,5	84
3900	23,7	45,3	7,3	18,0	0,5	98
4500	25,5	49,1	7,5	21,0	0,5	114
5300	27,6	63,0	8,5	24,0	0,5	133

Unter den Seilen unterscheidet man zwei Gruppen. Die eine dient dazu, das Gewicht der Gondel zu tragen, während die andere die Zugkräfte aufzunehmen und zu übertragen hat, die zwischen Gondel und Gasträger auftreten. Es ist selbstverständlich, daß die Seile möglichst so anzuordnen sind, daß der Ballonkörper möglichst geringe Beanspruchung erleidet.

Dies ist der Fall, wenn er einen Balken mit gleichmäßiger Last darstellt. Eine Leinenführung, die diesen Zweck zu erreichen sucht, zeigt schematisch Abb. 38.

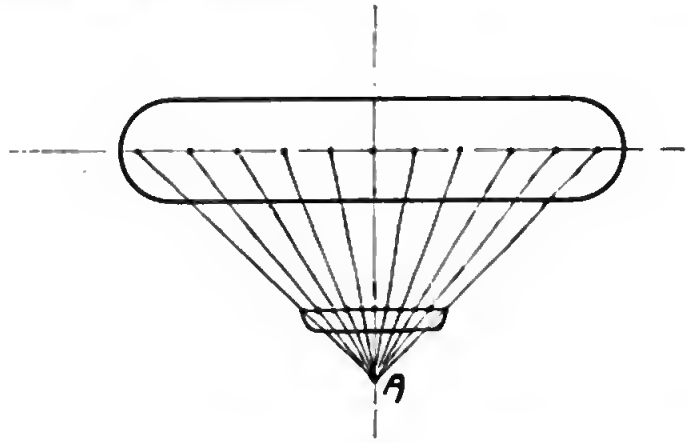


Abb. 38.

Die zweite Gruppe von Leinen, die den Schraubenzug überträgt, muß kreuzweise verlaufen. Man läßt sie häufig von einem zweiten inneren Gurt ausgehen, wie man sehr leicht an den Abb. 39 und 40 erkennen kann.

Abb. 39. Unstarres französisches Militärluftschiff „Ville de Paris."

b) Ventil.

An der höchsten Stelle, wo der Gasdruck am stärksten ist, befindet sich das Ventil. Es soll bei Freiballons z. B. so groß bemessen sein, daß der Ballon in der ersten Minute durch

das Ventil $^1/_{30}$ seines Inhalts verliert. So gibt die Ballonfabrik Riedinger in Augsburg an, daß ihr bekannter Drachenballon ein Ventil von 345 mm Durchmesser hat, durch das bei 5 mm Ueberdruck in der ersten Sekunde 5,1 cbm entweichen. Bei 14 mm Ueberdruck entweichen in derselben Zeit 6,8 cbm Gas.

Abb. 40. Französisches unstarres Luftschiff „Bayard-Clément."

Die Berechnung der Größe des Ventils, das aus einem Metallteller mit rechtwinklig abgebogenem scharfen Rand besteht und durch Spiralfedern auf eine Gummiunterlage gedrückt wird, erfolgt nach der Formel von Kübler: Austrittgeschwindigkeit des Gases

$$v = \frac{396}{\sqrt{d}} \sqrt{\frac{p_1}{P}}$$

worin d die Gasdichte des Traggases bei 713 mm Barometerstand und 10° C bedeutet. Die Dichte d ist $= 0{,}0007 \cdot 713 \frac{1}{1 + 0{,}036 \cdot 1}$

$p_1 = p + D \cdot A$.

D = Durchmesser des Ballons,

P = Außendruck = 10000 kg/qm,

A = Auftrieb eines Kubikmeters Wasserstoffgas bei 713 mm Barometerstand und 10° Temperatur = 1,1 kg.

c) Reißbahn.

Um den Ballon schneller entleeren zu können, was häufig erforderlich ist, hat man bekanntlich eine sogenannte Reißbahn angeordnet, die den sechs- bis achtfachen Querschnitt der

Ventilöffnung besitzen soll. Große Ballons müssen mindestens zwei Reißbahnen besitzen. Durch eine einzige würde der Ballon noch nicht schnell genug entleert werden, da man die Größe der Reißbahn nicht beliebig steigern kann.

Unter den Reißbahnen gibt es verschiedene Konstruktionen. In jedem Falle wird ein Stoffstreifen nicht genäht, sondern nur

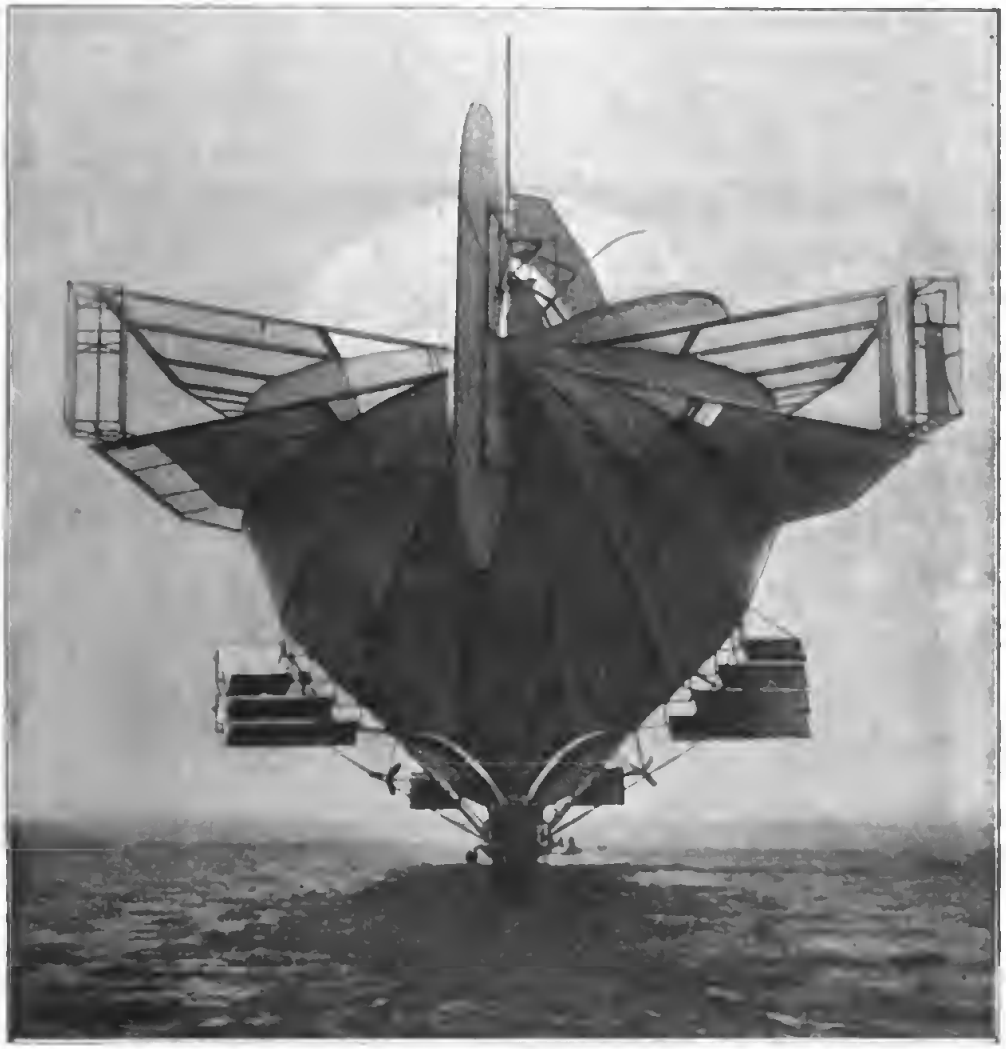


Abb. 41. „Zeppelin II" mit Hecksteuer.

aufgeklebt. Zur weiteren Befestigung dienen z. B. nach der Konstruktion des Oberst Schaek Druckknöpfe, wie sie an Handschuhen benutzt werden. Diese verhindern unter allen Umständen ein durch mangelhaftes Kleben sonst ermöglichtes selbsttätiges Aufgehen der Reißbahn. Die Knöpfe bieten den weiteren Vorteil,

Digitized by Google

die Stoffränder so festzulegen, daß sie sich beim Aufkleben nicht verschieben, so daß auch weniger Geübte die Klebearbeit, die bei vier Mann drei Stunden dauert, vornehmen können.

d) Dämpfungs- und Steuerflächen.

Ueber den Zweck und die Anbringung der Dämpfungs- und Steuerflächen eines Luftschiffes ist schon in früheren Abschnitten die Rede gewesen. An dieser Stelle sei noch besonders an Hand von Abbildungen ihre konstruktive Durchbildung erläutert.

Besonders gut lassen sie sich an dem Gerüst der starren Luftschiffe befestigen.

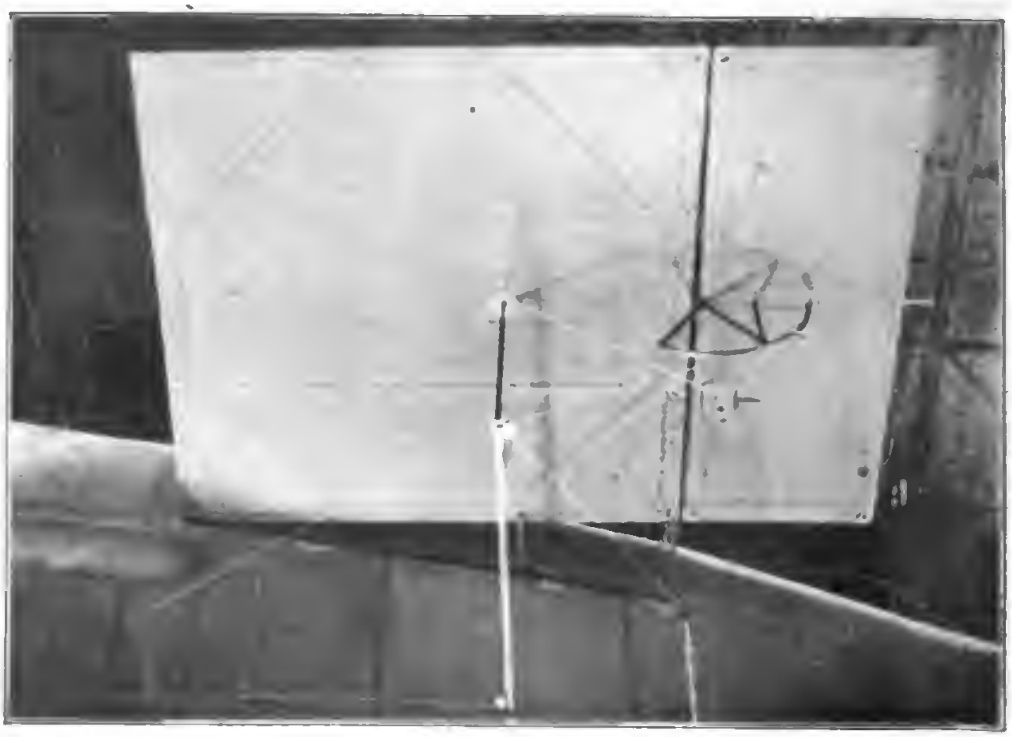


Abb. 42. Senkrechte Dämpfungsfläche und Seitensteuer des Parseval-Luftschiffs.

Die Anbringung und Konstruktion der Dämpfungs- und Steuerflächen bei dem starren Zeppelinschiff ist auf Abb. 41 deutlich zu erkennen.

Abb. 42 zeigt die untere senkrechte Dämpfungsfläche des Parseval-Luftschiffs, an die sich das Seitensteuer schließt. Diese Flächen waren im Innern früher durch Holz versteift. Da bei einem Bruch das Holz den Ballon zerschlitzt hatte, ist es neuerdings durch Stahlrohr ersetzt worden. Der Stoff wird glatt durch den Fahrwind, der das Tuch spannt.

Digitized by Google

Eine eigenartige Ausbildung haben die Dämpfungsflächen bei dem französischen „Ville de Paris“ erfahren (Abb. 39). Der soeben erwähnte Unfall des Parseval-Luftschiffs, bei dem der Holzrahmen einer Steuerfläche brach und in die Hülle ein Loch riß, läßt erkennen, daß eine Befestigung starrer Teile am unstarren Gasträger zu großer Vorsicht mahnt. Die Befürchtung solcher Unfälle hat wohl die Konstruktion der Abb. 39 gezeitigt. Am hinteren Endo des Ballons sitzen 4 Zylinder, deren Innenraum mit dem Hauptkörper verbunden ist. Die Größe dieser Gaszylinder ist so bemessen, daß sie ihr Eigengewicht zu tragen imstande sind.

Der Umstand, daß die Dämpfungswalzen einen beträchtlichen Luftwiderstand haben, hat bei einer Neuausführung durch die Gesellschaft „Astra“, dem Clément-Bayard Ballon (Abb. 40) dazu geführt, ihnen Kegelgestalt zu geben.

Die Größe der Dämpfungsflächen zu berechnen, ist nicht gut angängig. Ihre Größe kann man lediglich nach Erfahrungswerten bemessen. Als Anhalt diene, daß die wagerechten Dämpfungsflächen des Parsevalschiffes jede etwa 16 qm, und die senkrechte vor dem 7,5 qm großen Steuer etwa 18,5 qm Fläche besitzen.

Die Größe der Höhensteuer, die zur Erzielung einer bestimmten Schräglage bei gegebener Fahrgeschwindigkeit erforderlich ist, ergibt sich nach den Formeln über den Luftwiderstand schräger Flächen, die bei den Flugapparaten angegeben sind.

e) Gondeln.

Bei der Konstruktion der Gondeln hat man zwischen zwei einander widerstreitenden Forderungen zu wählen. Einmal soll die Gondel möglichst lang sein, um die Gashülle möglichst wenig zu beanspruchen. Der günstigste Fall ist in dieser Hinsicht der, daß die Gondel fast ebenso lang ist wie der Ballon. Solche Gondeln zeigen z. B. Abb. 39 und 40. Andererseits aber ist es von Vorteil, die Gondel möglichst kurz zu bauen, da sie dann nicht nur geringstes Gewicht besitzt, sondern auch bei der Landung am wenigsten gefährdet ist. Eine lange Gondel ist bei einer Schleppfahrt in heftigem Wind über unebenem Boden, die bei Motorschäden nie ausgeschlossen ist, so gut wie verloren, während sich eine kurze eher wie der Korb eines Freiballons verhält.

Eine kurze Gondel ist z. B. die des Parseval-Luftschiffs auf Abb. 27 und 28. Sie ist ganz aus Stahlrohr gefertigt. Der 100 PS Daimler-Motor treibt mittels Kegelradgetriebes die senkrechte Welle, die ihrerseits durch Kegelräder die Schraube in Bewegung setzt. Die Uebersetzung in den

oberen Kegelrädern beträgt 1:4, so daß die Schraube bei 1200 minutlichen Umdrehungen des Motors eine Umlaufzahl von 300 besitzt. Die Schraube ist eine eigenartige Konstruktion des Majors von Parseval. Auf der großen Nabe sitzen 4 Tuchstreifen, die an ihren Vorderkanten durch Eiseneinlagen beschwert sind. Außerdem sind noch Quereinlagen vorhanden. Während des Stillstandes hängen die Flügel schlaff herunter. Sie stellen sich erst beim Umlauf durch die Schwungkraft in die richtige Lage ein. Die große Schnelligkeit des Parsevalschiffes beweist, daß die Konstruktion, die die Anwendung großer, langsam laufender Flügel gestattet, einen guten Wirkungsgrad haben muß.

Abb. 43. Französisches halbstarres Luftschiff „Patrie".

Die kurze Gondel ist natürlich verhältnismäßig leicht und wegen der Kürze der tragenden Teile sehr widerstandsfähig. Da die sehr unempfindliche Schraube hoch oben, also verhältnismäßig nahe dem Widerstandsmittel liegt, so sind an der Gondel keinerlei Landungsvorrichtungen angebracht, wie sie z. B. die „Patrie" nötig hatte, um vor allem die großen seitlichen Schrauben vor der Berührung mit dem Boden zu bewahren. Zu diesem Zweck besaß die Gondel einen Sporn, mit dem sie beim Landen aufsetzte, und um den sich das ganze Luftschiff drehte, wenn es im Wind gehalten wurde. (Abb. 43.)

Die Gondel des Militärluftschiffes, Abb. 20, ist mit Kufen versehen, die sich gut bewährt haben.

Besonders um den Luftwiderstand zu vermindern, sind die Gondeln mit Blech oder Stoff verkleidet. Vorteilhaft dürfte es sein, die Verkleidung wasserdicht zu machen, um beim Aufsetzen auf eine Wasserfläche durch den dabei entstehenden Auftrieb das Schiff zu entlasten. Auf diese Weise fängt Zeppelin meist den Landungsstoß auf.

An der Gondel befinden sich die Ballastvorräte, die z. T. in Brennstoff, Wasser und Sand bestehen. Das Luftschiff wird so abgewogen, daß der Auftrieb dem Eigengewicht fast gleich ist. In die Höhe kommt es dann durch die Drachenwirkung seiner Unterfläche beim Fahren. Ein solches Abwägen ist deshalb nötig, weil der Brennstoffverbrauch, der zu 0,3 kg auf die PS-Stunde angenommen werden kann, das Luftschiff stärker entlastet, als die Auftriebverminderung infolge des Gasverlustes durch die Hülle beträgt.

Sorgfältige Berücksichtigung verlangt auch der Ort der Schleppseiltrommel. Ein solches Seil von etwa 100 kg Gewicht und 200 m Länge für einen Ballon mittlerer Größe hat den Zweck, dadurch, daß es beim Niedergehen zuerst den Boden berührt, das Luftschiff nach und nach zu entlasten. Außerdem kann es an diesem sowie an Seilen, die an der Hülle sitzen, von bereitstehenden Mannschaften gefaßt und gehalten werden.

Bei Luftschiffen mit mehreren Gondeln oder solchen mit getrennten Gaskammern gestaltet sich das Abwägen des Luftschiffes insofern schwieriger, als beim Schweben die Luftschiffachse genau wagerecht sein muß. Wie das Beispiel auf Seite 39 gezeigt hat, ändern verhältnismäßig geringe Belastungsunterschiede in der Achse die Schräglage des Fahrzeuges erheblich. Es ist daher diesem Punkte eine besondere Sorgfalt vor der Abfahrt beizumessen. Der Unfall des großen Zeppelinschiffs bei Echterdingen wird z. B. dem schlechten Abwägen zugeschrieben. Weil das Schiff vorn zu schwer war, mußte die Höhensteuerung ständig eingestellt bleiben. Hierdurch hatten die Motoren dauernd einen größeren Vorschub zu leisten, wurden überlastet und versagten dann zum Teil.

Bei mehreren Gondeln ist es von Vorteil, die Ballastabgabe von einer Stelle aus bewirken zu können. Das Zeppelinschiff hat daher auch in der Führergondel eine Art Schaltbrett, von dem Zugleinen nach den Ballastsäcken der einzelnen Gondeln verlaufen.

Einen Vorschlag von Surcouf, die Gondel des Luftschiffs zu verankern, um Unglücksfälle zu vermeiden, veranschaulicht Abb. 44. Vermittels der Leinen d, e, f und g ist der Ballon ver-

ankert. Da sich diese am vorderen Gondelende befinden, so stellt sich der Ballon mit der Spitze stets gegen den Wind, wodurch er den geringsten Druck erfährt. Um die Entstehung von Winddallen, also von Einbeulungen zu verhindern, die den Luftwiderstand außerordentlich vermehren würden, wird die Hülle anstatt durch den während der Ruhe des Motors doch nicht laufenden Ventilator durch den Wind selbst prall gehalten. Zu diesem Zweck ist das sich nach innen öffnende Ventil l angebracht, das

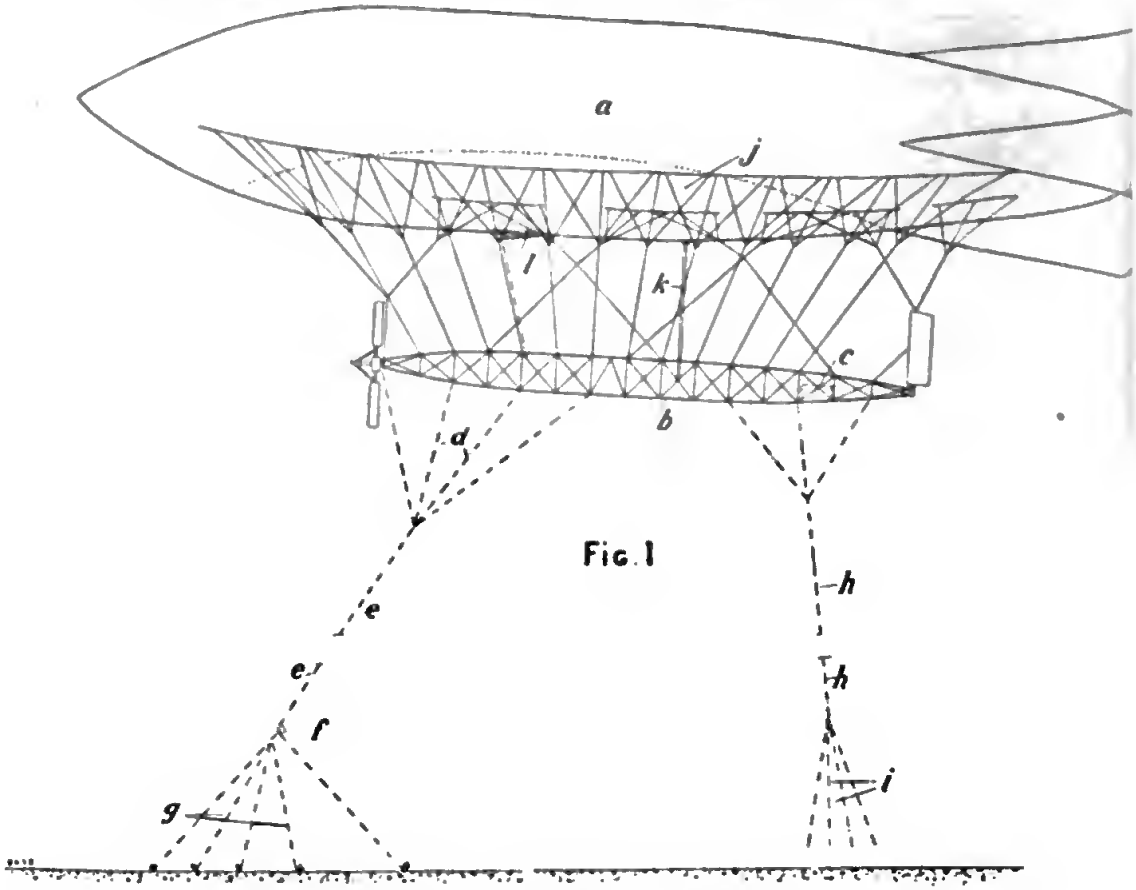


Fig. 1

Abb. 44. Verankerung eines Luftschiffs nach Surcouf.

den Luftsack in ähnlicher Weise aufbläht wie im Sigsfeld-Parsevalschen Drachenballon. Das Kabel h mit den Leinen i dient als Halteseil.

7. Fahrkunst.

Ueber das, was bei der Führung eines Luftschiffes beachtet werden muß, sei an dieser Stelle nur so viel gesagt, als zur Beurteilung des Zweckes verschiedener Konstruktionsteile nötig ist. Nach erfolgter Füllung wird das Luftschiff an den Halte-

seilen aus seiner Halle, in der die Füllung in den meisten Fällen vor sich gegangen ist, herausgezogen. Nachdem dann die Gondel mit dem erforderlichen Ballast versehen und die Höhensteuerung eingestellt ist, bewegt es sich schräg nach oben. Hierbei ist zu beachten, daß dies, wenn der Platz nicht sehr groß ist, nach Möglichkeit gegen den Wind geschehe, da das Luftschiff infolge seiner großen seitlichen Angriffsfläche sehr bald Richtung und Geschwindigkeit der Luft annimmt. Das gleiche gilt beim Landen. Auch dies geschieht zweckmäßig gegen den Wind.

Zum Verständnis der Richtung, in der sich ein Luftfahrzeug bewegt, gleichgiltig welcher Art, ob Luft- oder Flugschiff, ist zu bemerken, daß es unter allen Umständen nach ganz kurzer Zeit die mittlere Geschwindigkeit der Luftströmung annimmt. Dazu addiert sich seine Eigengeschwindigkeit, so daß sich

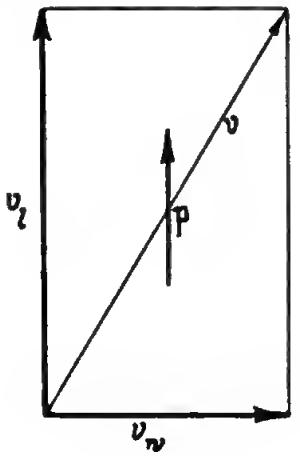


Abb. 45.

die wirkliche Fahrrichtung gegen die Erde als Wirkung der Mittelkraft dieser beiden Teilkräfte darstellt.

Der wirkliche sekundliche Weg eines Luftschiffes bei der Windgeschwindigkeit v_w und der Eigengeschwindigkeit v_l ist demnach v (Abb. 45). In dieser Abbildung stellt der Pfeil p das Luftschiff dar. Da es mit dem Winde schwebt, so kann von diesem her keine Luftbewegung fühlbar werden. Das Luftschiff hat vielmehr nur eine Bewegung in der Richtung v_l gegen dio Luft. Im Luftschiff kann daher auch nur eine Windbewegung von der Spitze des Schiffes her fühlbar werden. Nur kurz dauernde seitliche Windstöße machen sich als Ausnahme bemerkbar.

Der Fahrbereich eines Luftschiffes, also die Strecke, die es mit einem gegebenen Brennstoffvorrat zurücklegen kann, ist in hohem Maße von Richtung und Stärke des herrschenden Windes abhängig, insbesondere von folgenden vier Umständen:

1. davon, ob das Luftschiff wieder an seinen ursprünglichen Ausgangspunkt zurückkehren soll,
2. von der Größe seines Brennstoffvorrates,
3. von seiner Eigengeschwindigkeit und
4. von der Windgeschwindigkeit und -Richtung.

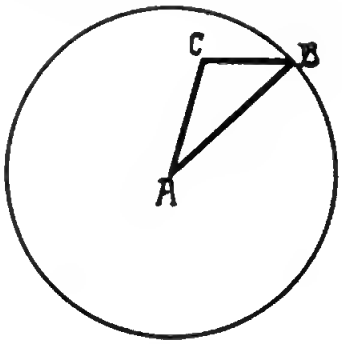
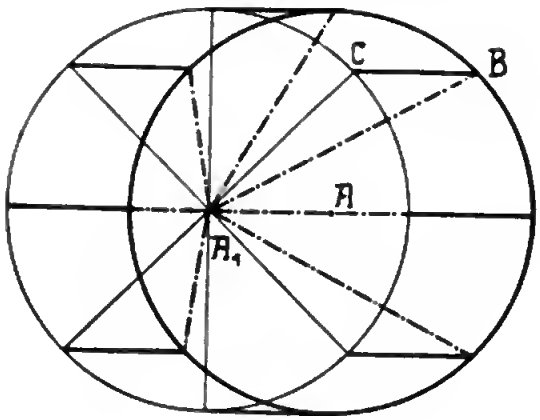


Abb. 46.

Handelt es sich um ein Verkehrs- oder Sportluftschiff, das seinen Ausgangspunkt also nicht wieder zu erreichen braucht, so liegen bei Windstille die mit demselben Brennvorrat zu erreichenden Orte auf einem Kreise, dessen Mittelpunkt der Stand-



$$v_l > v_w$$

Abb. 47.

ort des Schiffes ist. Genüge z. B. der Benzinvorrat für eine Fahrt von 24 Stunden und sei die Eigengeschwindigkeit v_l des Luftschiffs 16 skm, so ist der Fahrbereich $r = 24 \cdot 16 \cdot 3{,}6 = 1382$ km.

Herrscht dagegen die Windgeschwindigkeit v_w, so gelangt das Luftschiff, das von A in Abb. 46 in der Richtung AB fährt, statt nach B nach C. Die Strecke BC ist dann bei der Fahr-

zeit $t = v_w \cdot t$. Führt man diese Betrachtung für beliebig viele Punkte durch, so erkennt man, daß die bei der Windgeschwindigkeit v_w erreichbaren Orte sämtlich von denen, zu denen das Luftschiff bei Windstille gelangt wäre, um die Strecke $BC = v_w \cdot t$

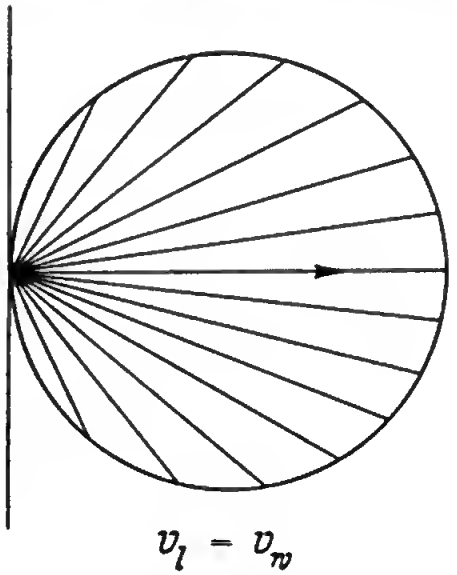


Abb. 48.

entfernt sind, also auch auf einem Kreise liegen. Um die gleiche Strecke BC verschiebt sich natürlich auch der Mittelpunkt dieses Kreises.

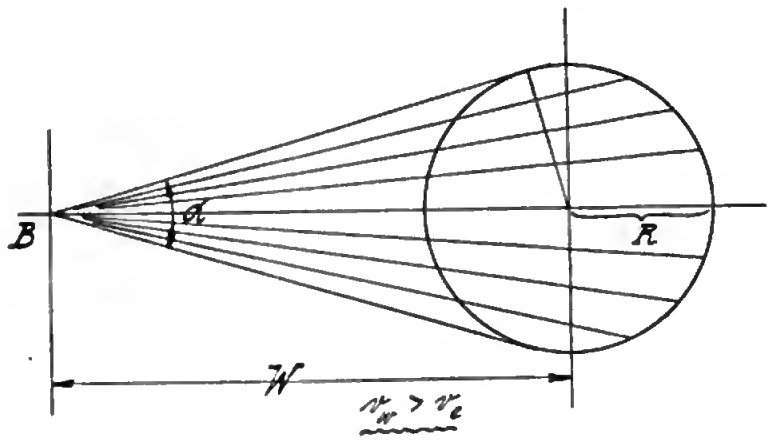


Abb. 49.

Es ergibt sich also, daß der geometrische Ort für alle Punkte, die ein Verkehrsluftschiff mit gegebenem Brennvorrat für t Stunden bei einer Geschwindigkeit von v m von seinem Ausgangsort A erreichen kann, der Kreis mit dem Halbmesser

$r = v_l \cdot t \cdot 3{,}6$ km ist, dessen Mittelpunkt A' um die Strecke $AA' = v_w \cdot t \cdot 3{,}6$ km in der Windrichtung verschoben ist (Abb. 47).

Für den Fall, daß die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffs größer als die des Windes ist, ergibt sich der Fahrbereich der Abb. 47. Ist $v_l = v_w$, so erhält man die Verhältnisse der Abb. 48.

Ist dagegen $v_l < v_w$, so rückt die Lage des Ausgangspunktes gänzlich aus dem bei Windstille erreichbaren Kreise heraus,

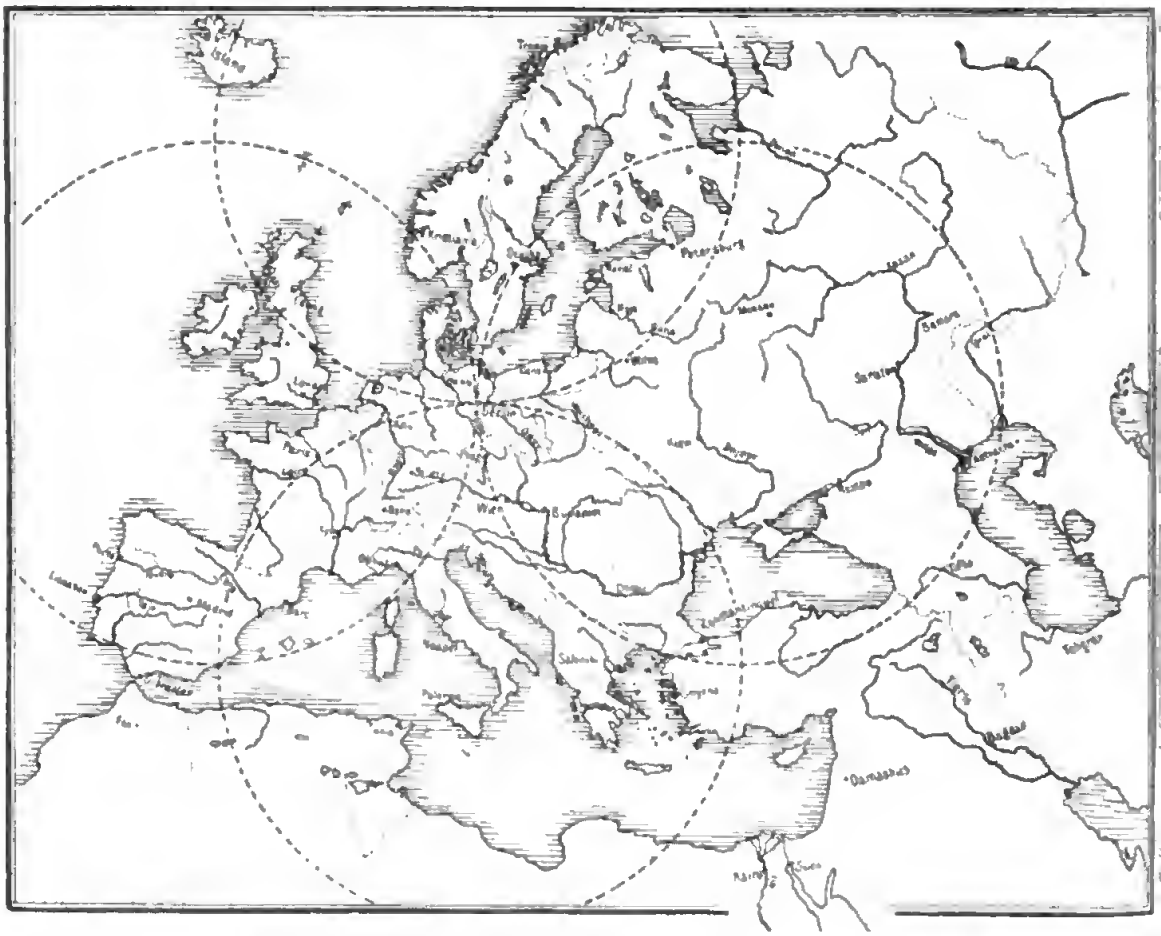


Abb. 50. Uebersicht über die bei einer Windgeschwindigkeit von 16 skm bei gleicher Eigengeschwindigkeit des Luftschiffes von Berlin in 24 Std. erreichbaren Orte. (r=132 km).

so daß die Fahrstrahlen auf Abb. 49 die Fahrmöglichkeiten ergeben.

Welche Orte man z. B. von Berlin aus erreichen kann, wenn die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffs gleich der Windgeschwindigkeit ist, ein Fall, der sehr selten vorkommt, da der Wind fast stets schwächer als 16 skm weht, erkennt man aus der Abb. 50. Man sieht, daß selbst in diesem ungünstigen Falle doch für eine große Anzahl von Orten die Verkehrsmöglichkeit

besteht. Bei Ostwind käme man z. B. bis Astrachan und Petersburg, bei Nordwind bis Petersburg und über die Nordspitze Norwegens hinaus.

Die mittleren stündlichen Windgeschwindigkeiten hat z. B. Buchan auf einer $3^1/_2$jährigen Seereise durch täglich zwölfmalige Beobachtungen festgestellt. Seine Ergebnisse sind aus der folgenden Tabelle ersichtlich:

Mittlere **Windgeschwindigkeiten** nach Buchan.

Mittl. stündl. Geschwindigkeit	N Atlantic	S Atlantic	N Pacific	S Pacific	Südsee
Offenes Meer	9,2	9,3	7,3	8,2	11,8
In der Nähe des Landes	7,5	7,4	4,9	5,6	8,9
Höchst- } Geschw. bei	8,5	8,2	5,9	6,9	10,5
Mindest- } Land . .	6,5	6,5	5,0	4,7	7,2

Eine Uebersicht über die Häufigkeit der verschiedenen Windstärken nach der Beaufort-Skala (vergl. S. 88) gibt die Tabelle von Bebber.

Häufigkeit der verschiedenen Windstärken (nach der Beaufort-Skala in Prozenten im Jahre) von Bebber.

Stärke	Nordsee	Ostsee	Mittel
1—2	39	41	41
3—4	44	41	41
5—6	14	15	15
7—8	3	3	3
	0,3	0,4	0,4
Zusammen	100	100	100

Der Fahrbereich des Luftfahrzeugs wird nun noch wesentlich dadurch vergrößert, daß der Wind in verschiedenen Höhen seine Richtung wechselt. Die Drehung des Windes erreicht häufig in 1000 m 15°.

Weit ungünstiger liegen indessen die Verhältnisse für ein Luftfahrzeug, das gezwungen ist, zu seinem Ausgangspunkt zurückzukehren. In dieser Lage ist z. B. meist ein Kriegsluftschiff. Ein solches darf nur fahren, wenn seine Eigengeschwindigkeit die des Windes übertrifft. Ist die Windgeschwindigkeit gleich seiner eigenen, so hat es seinen Ort nicht zu verlassen. Nach Eberhardt[1]) liegen die für ein solches Kriegsluftschiff erreichbaren Orte auf einer Ellipse, deren Mittelpunkt der Ausgangsort des Luftschiffs ist und deren kleine Achse in der Windrichtung liegt. In Abb. 51 ist R der Halbmesser des Fahrbereichs bei Windstille, und die Windgeschwindigkeit v_w ist

[1]) Motorwagen, 1908, Heft 27 bis 29.

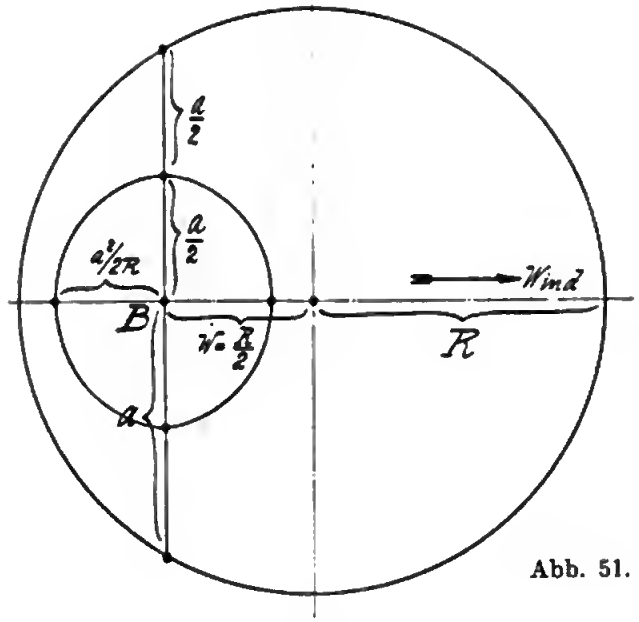


Abb. 51.

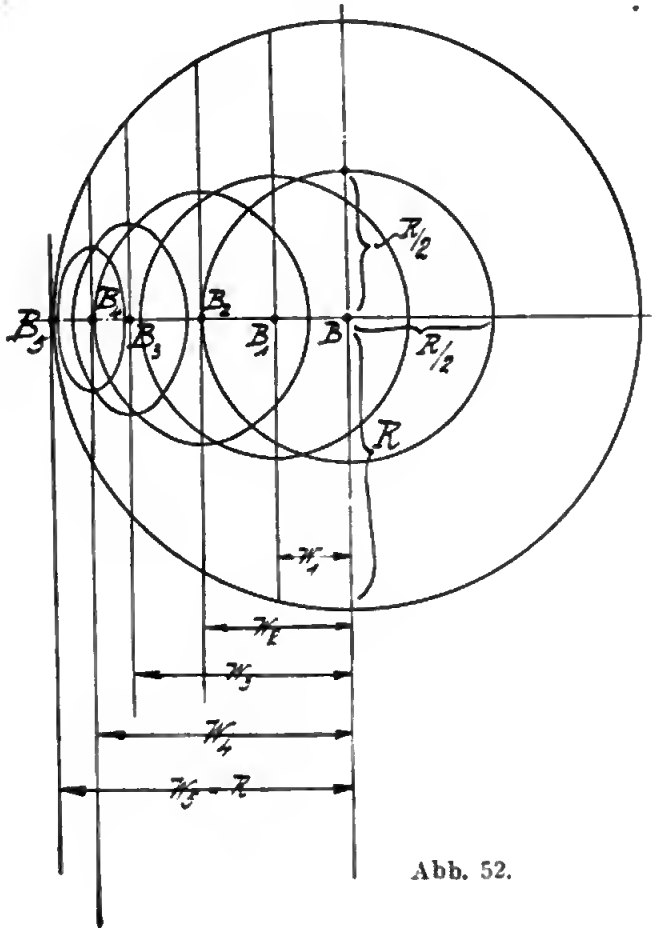


Abb. 52.

gleich der Hälfte der Fahrgeschwindigkeit v_l angenommen. Die Ellipse um den Mittelpunkt B, den Standort des Luftschiffs, bezeichnet die Grenze der erreichbaren Orte. Die Halbachsen der Ellipse sind, wenn a die Senkrechte vom Mittelpunkt der Ellipse bis zum Kreise ist, $\frac{a_l^2}{2\,r}$ und $\frac{a}{2}$.

Auf Abb. 52 sind die Ellipsen für verschiedene Windstärken eingezeichnet. Man erkennt, wie bei der Windgeschwindigkeit

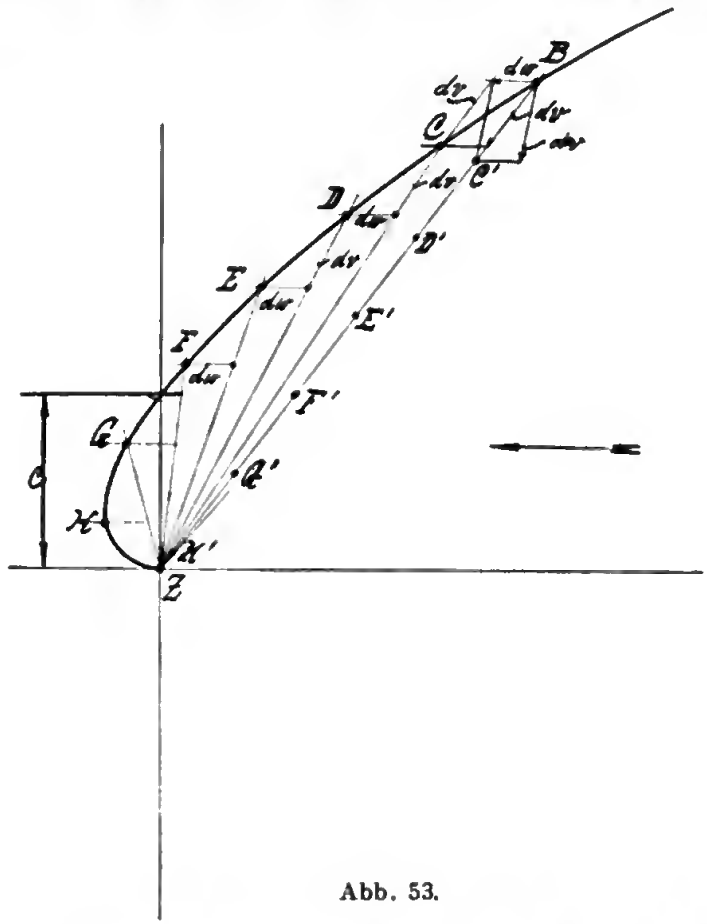


Abb. 53.

gleich der Eigengeschwindigkeit des Schiffs der Fahrbereich gleich Null wird.

Ein Luftschiff, das nicht zurückzukehren braucht, beherrscht dagegen den vorhin gekennzeichneten Fahrkreis mit dem Halbmesser R.

Man erkennt hieraus, wie ungemein wichtig für ein Kriegsluftschiff eine große Eigengeschwindigkeit und ein erheblicher Benzinvorrat ist.

Um einen bestimmten Ort zu erreichen, kann die Fahrlinie eine Gerade sein. Dazu ist aber nötig, daß der hierzu erforder-

liche Kielwinkel ständig aufrecht erhalten werde. Praktisch jedoch fährt man wohl stets so, daß das Schiff mit seiner Spitze beständig auf das Ziel zusteuert. Dabei weicht die Fahrbahn indessen von der Geraden ab, und das Schiff, das von B nach Z steuert (Abb. 53) beschreibt eine Kurve, die zwar etwas länger als die gerade Linie, aber weit bequemer zu fahren ist.

8. Neuere Ausführungen von Luftschiffen.

Abb. 54—56 (Tafel 2) sind Ansichten des unstarren französischen Luftschiffs „Ville de Paris". Sein Rauminhalt beträgt 3200 cbm, seine Gesamtlänge 60,4 m, sein größter Durchmesser 10,5 m und seine Oberfläche 1828 qm. Die Hülle wiegt 829 kg. Im Innern des Ballonkörpers A liegt der Luftsack B von 500 cbm, der mittels des Ventilators F durch den Schlauch p gefüllt wird.

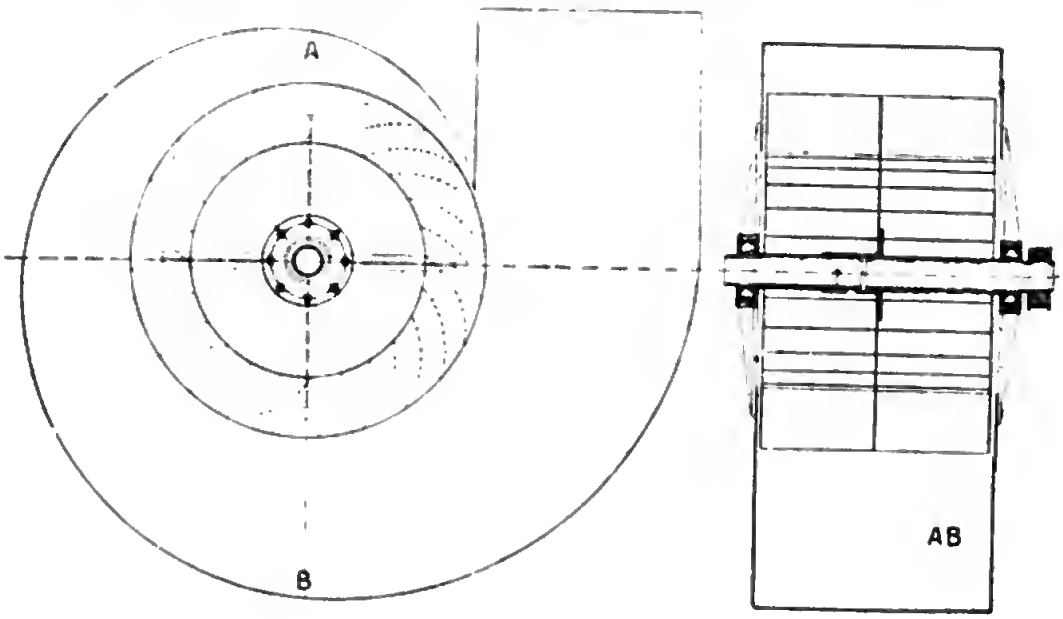


Abb. 57. Ventilator.

C sind die Dämpfungszylinder. Sie stehen mit dem Gasraum und untereinander bei a in Verbindung und sind so bemessen, daß sie sich selbst tragen. D ist das bei 25 mm Wassersäule öffnende Ueberdruckventil des Luftsacks, das auch von Hand durch die Schnur g betätigt werden kann. E ist das Gasventil des Ballons, das sowohl selbsttätig öffnet, als auch vom Führer durch die Schnur

r gezogen werden kann. G (g) ist die Schraubenwelle, die mittels der Zahnräder h von der Motorwelle i getrieben wird. H ist der Motor, mit dem tief liegenden Vergaser J, dem Kühler K und dem Brennstoffgefäß M. L ist der Maschinist, T der Führer. Mittels der Leine N, die zum Ventilator F führt, kann er den Luftdruck regeln. O und O^1 sind Höhensteuer, P ist das Seitensteuer. Q ist der Gurt für die Tragseile s, und R der für die Zugseile t und v. S = Schleppseil. U sind Ballastsäcke. b am hinteren Ballonende ist die Füllöffnung. c, d und e sind Nabenteile der Schraube f. k ist der Ventilator des Kühlers, l sind die Befestigungsschienen des Motors, m und n die für den Maschinistenstand. o ist die Leine für das vordere und z die für das hintere Höhensteuer. s' sind die Verzweigungen der Seile s. s'' die von s' und s''' die von s''. u, u' und u'' sind die Steuerruder; w ist das nach dem Seitensteuer P führende Seil.

Der Ventilator zum Aufblasen des Luftsacks ist auf Abb. 57 noch besonders dargestellt. Er ist imstande, bei 1530 minutl. Umdrehungen 120 cbm Luft von 30 mm Wassersäule in der Minute zu liefern.

Das Luftschiff, das Abb. 58 darstellt, und das Abb. 40 im Fluge zeigt, ist eins der drei „Bayard-Clément", „Ville de Bordeaux" und „Colonel-Renard", die in den Werkstätten „Astra" nach den Erfahrungen mit der „Ville de Paris" von Surcouf und Kapferer erbaut sind. Die Schraube ist mit einer Vorrichtung versehen, um beim Probefahren ihren Zug zu messen.

Der größte Durchmesser beträgt 10,58 m, die Länge 56,25 m, der Rauminhalt 3500 cbm, die Oberfläche 2250 qm und das Gewicht der Hülle 805 kg.

Der Luftsack ist 23 m lang und faßt 1100 cbm. Er ist durch eine Wand in zwei Teile getrennt, deren jeder ein von Hand zu betätigendes und bei 30 mm Wassersäule öffnendes Ueberdruckventil E besitzt. Die Gasventile D öffnen erst bei 40 mm Ueberdruck von selbst. F sind die Luftschläuche, G die mit 380 Umdrehungen laufende 5 m große Schraube mit dem Untersetzungsgetriebe H. I ist das Höhensteuer von 16 qm, J der Kühler des 105 PS-Motors K, der auf Federn ruht und vom Platz L aus bedient wird. M ist der Ventilator, N das Schleppseil und O der Führerstand. Die Fahrgäste halten sich bei P auf. Das Seitensteuer Q besteht aus zwei Flächen und mißt 18 qm. R ist ein Wasserbehälter und S sind Steuerräder. Die Gondel ist 28,50 m lang, 1,50 m breit und 1,50 m hoch, in der Mitte etwa 60 cm überhöht.

Abb. 59—61 (S. 74) stellen ein kleineres Luftschiff dar, das von Louis Godard unter Mitwirkung des Belgiers Robert Goldschmidt erbaut ist. Seine größte Länge beträgt 54,8 m, sein größter Durch-

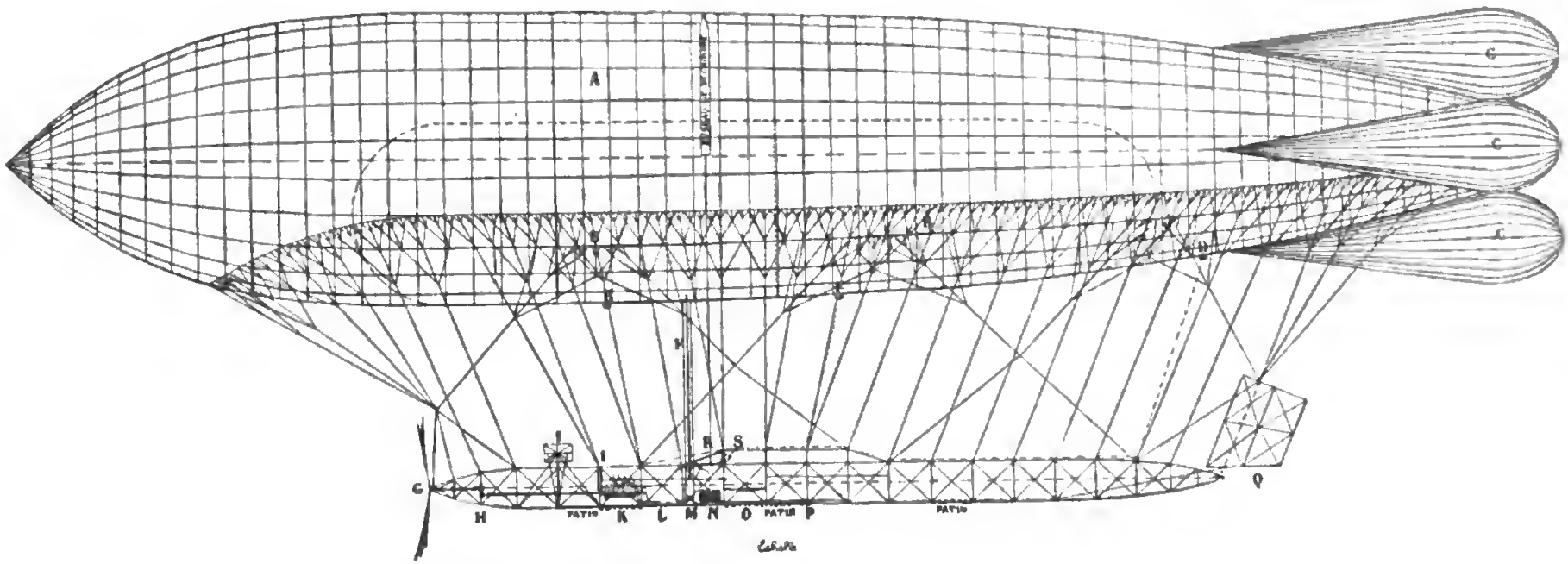


Abb. 58. „Bayard-Clément"

messer, der sich auf $^2/_5$ der Länge von vorn befindet, 9,75 m, seine Oberfläche 1400 qm. Er ist konstruiert, 4 Personen mit 40 km Geschwindigkeit 10 Stunden zu befördern. Die größte Fahrhöhe soll 1000 m betragen. Der Ventilator S drückt 2,500 qm in der Stunde mit 75 mm Wassersäule. Die beiden Schrauben R haben 5 m Durchmesser und laufen mit 285 Umdrehungen. Jede wird durch einen Vivinus-Motor N von 55 PS angetrieben.

Die Hülle A besteht aus gummiertem Doppelstoff. B ist das Luftventil, C das Gasventil. D ist ein Längskiel, der das Rollen in den Wendungen vermindern soll. K ist das Höhen- und J das Seitensteuer. Ueber die Gewichte seien folgende Angaben gemacht:

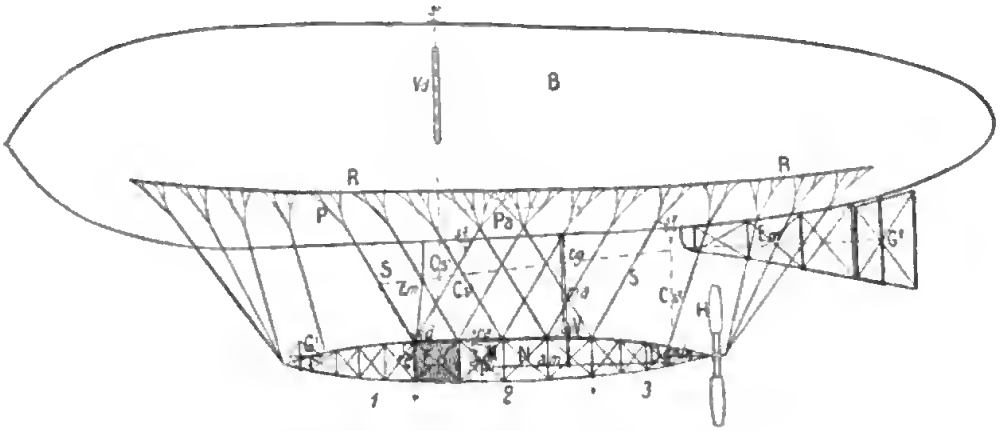


Abb. 62. 700 m³ „Zodiac"-Luftschiff.

Hülle mit sämtl. Zubehör, wie Ventilen, Steuern, Seilen usw. 885 kg,
Zwei Schrauben von 5 m Durchmesser 125 kg,
Ein Ventilator 15 kg,
Zwei 50/60 PS-Motoren mit Unterstützungsgetrieb, Wellen, Kühler usw. 640 kg,
Gondel von 15 m Länge 225 kg,
Brennstoff für 10 Fahrstunden 335 kg,
Ballast 375 kg,
4 Personen 300 kg,
4 Halteseile und Schleppseil 60 kg,
Verschiedenes 40 kg,
Insgesamt 3000 kg.

Der Auftrieb von 2700 cbm beträgt $2700 \cdot 1{,}1 = 3000$ kg.

Eins der kleinsten bestehenden neueren Luftschiffe ist das auf Abb. 62 dargestellte „Zodiac", das von Mallet konstruiert ist. Ein solches fuhr eine Zeitlang über Paris zur Reklame für

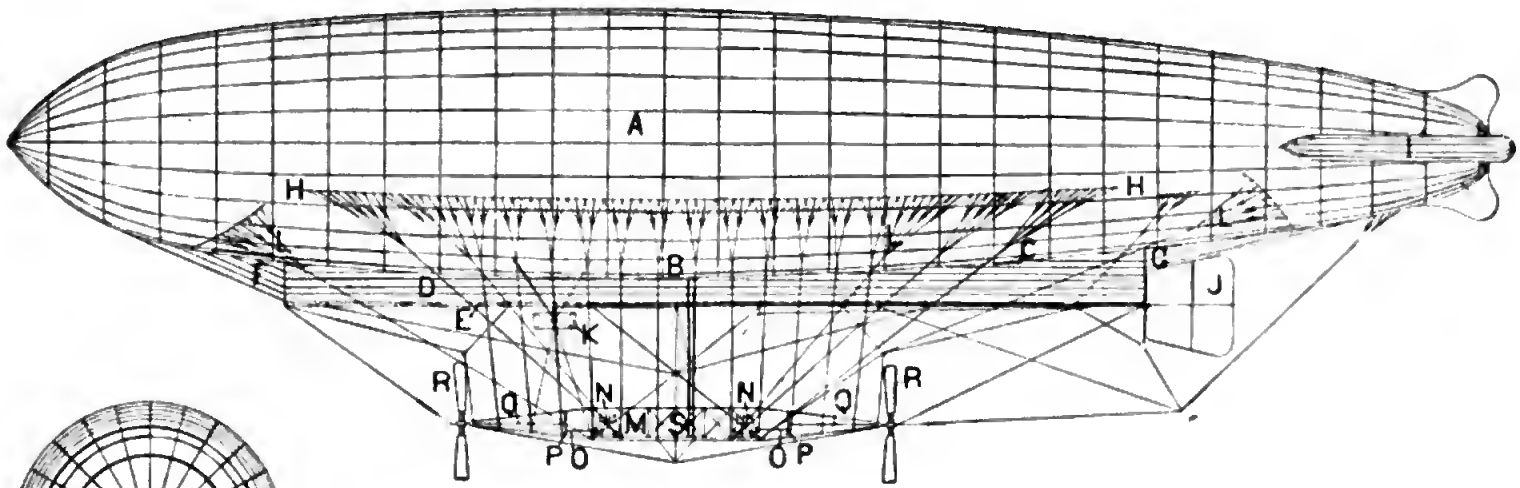


Abb. 59. Luftschiff von Godard.

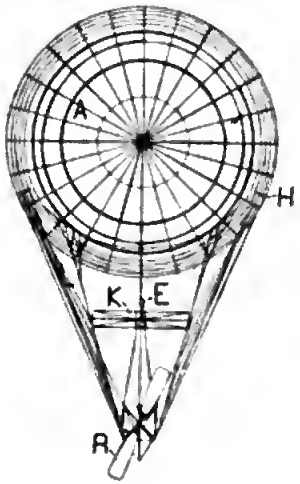


Abb. 60.

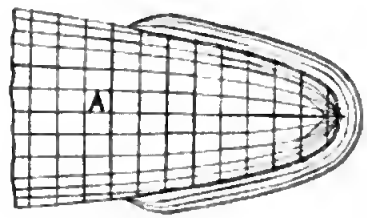


Abb. 61.

eine Zeitung. Es faßt nur 700 cbm, ist 30 m lang und hat einen größten Durchmesser von 7 m. Seine Oberfläche beträgt 550 qm. Das obere Ventil s^1 dient zum Entleeren, s^2 öffnet bei 25 mm Ueberdruck, kann aber auch von Hand bedient werden, und Vd ist

Abb. 63. Fortschaffung der zerlegten Gondel des 700 m³ „Zodiac"-Luftschiffes.

die Reißbahn. Das Ventil s^3 ist im Luftsack Pa angebracht und öffnet bei 20 mm Ueberdruck. tg ist die Steuerleine für das Seitensteuer G^2 von 5 qm, G^1 das 4 qm fassende Höhensteuer, re der Brennstoffbehälter und vd das Steuerrad, das von Ep aus bedient

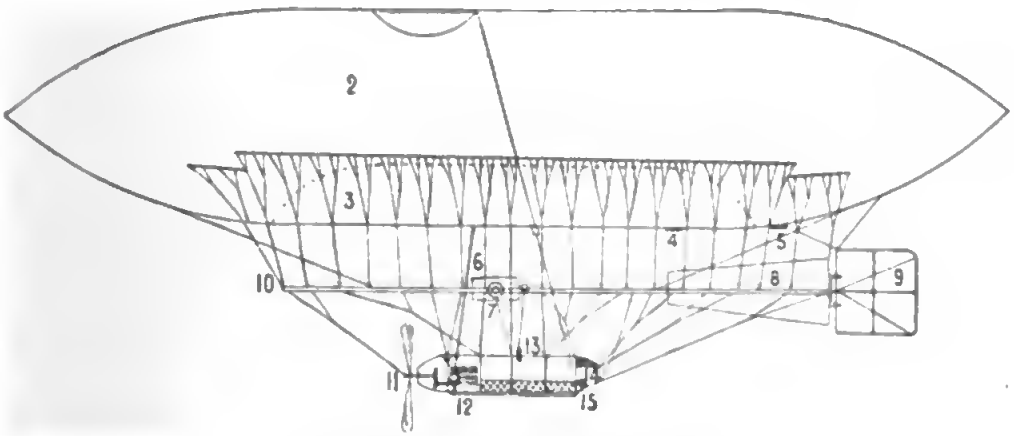


Abb. 64. Luftschiff von Faure.

wird. Die 13,50 m lange und 1,25 m hohe Gondel N hat 3,50 m Abstand von der Hülle und kann in die drei Teile 1, 2 und 3 zerlegt und auf einem kleinen Wagen fortgeschafft werden, wie

Abb. 63 zeigt. B. ist die verpackte Hülle. Das Zerlegen und Verpacken des Luftschiffs dauert ¾ Stunden.

Mit einem 16 PS-Motor sind 25 bis 28 km Geschwindigkeit erzielt worden, wobei 75 kg Ballast und Brennstoff für 3 Betriebsstunden mitgeführt wurden.

Das Luftschiff kostet 25 000 Frcs. Eine größere Ausführung von 1200 cbm führt einen 45 PS-Motor und trägt mit Leuchtgas 2, mit Wasserstoff 3 Mann.

Das auf Abb. 64 dargestellte Luftschiff ist noch kleiner als das vorige. Es ist das von Faure. Bei seinen Fahrten in Monaco hat es sich nicht bewährt.

III. Flugschiffe.

A. Theoretische Grundlagen.

1. Schwingen-, Schrauben- und Drachenflieger.

Von den Flugschiffen, die in kleineren Ausführungen auch Flugmaschinen genannt werden, haben bisher nur die Drachenflieger in größeren Ausführungen brauchbare Gestalt angenommen. Die Schwingenflieger, bei denen nach Art der Vögel die Tragflächen gleichzeitig durch Auf- und Niederschlag den Vortrieb liefern, sind bisher nur in kleineren Ausführungen geflogen. Ein Modell eines solchen Schwingenfliegers zeigt z. B. Abb. 65. Die Längssteife, an der die festen Haupttragflächen ange-

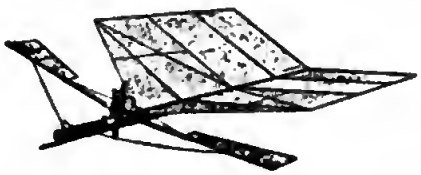


Abb. 65. Schwingenflieger-Modell von Hargrave.

bracht sind, ist ein Rohr, das die Preßluft zum Antrieb der vorn sitzenden Flügel enthält. Größere Ausführungen haben bisher wegen der ziemlich erheblichen Schwierigkeiten des Antriebs versagt. Ein Schwingenflieger von Otto Lilienthal, mit dem ein Auftrieb von 40 kg erzielt wurde, ist auf Abb. 66 dargestellt. Die Flügel waren aus Weidenruten und Pappelholz gefertigt und mit Tüll überzogen, der mit Collodiumlösung zur Dichtung beblasen war. Jedes abwechselnd nach einer halben Sekunde niederschlagende Flügelpaar hatte etwa 8 qm Fläche.

Die Schwierigkeiten liegen beim Schwingenflieger einmal im Antrieb und dann auch darin begründet, daß durch den Flügelschlag leicht ein Kippmoment erzeugt wird, durch das die Längsachse des Fliegers in unerwünschter Weise abgelenkt wird. Beim

Vogel, bei dem im Gegensatz zu dem Hargraveschen Modell die Tragflächen und Schwingen vereinigt sind, ist hierdurch diese Schwierigkeit umgangen. In der Nähe des Körpers bewegt der Vogel übrigens die Flügel fast gar nicht. Sie wirken in diesem Teile fast nur als Tragflächen, während die äußeren Teile beim Niederschlag sowohl den Auf- als auch den Vortrieb liefern.

Darin, daß die Flügel beim Niederschlag gleichzeitig den Körper heben und vorwärts treiben, liegt das Hauptkennzeichen

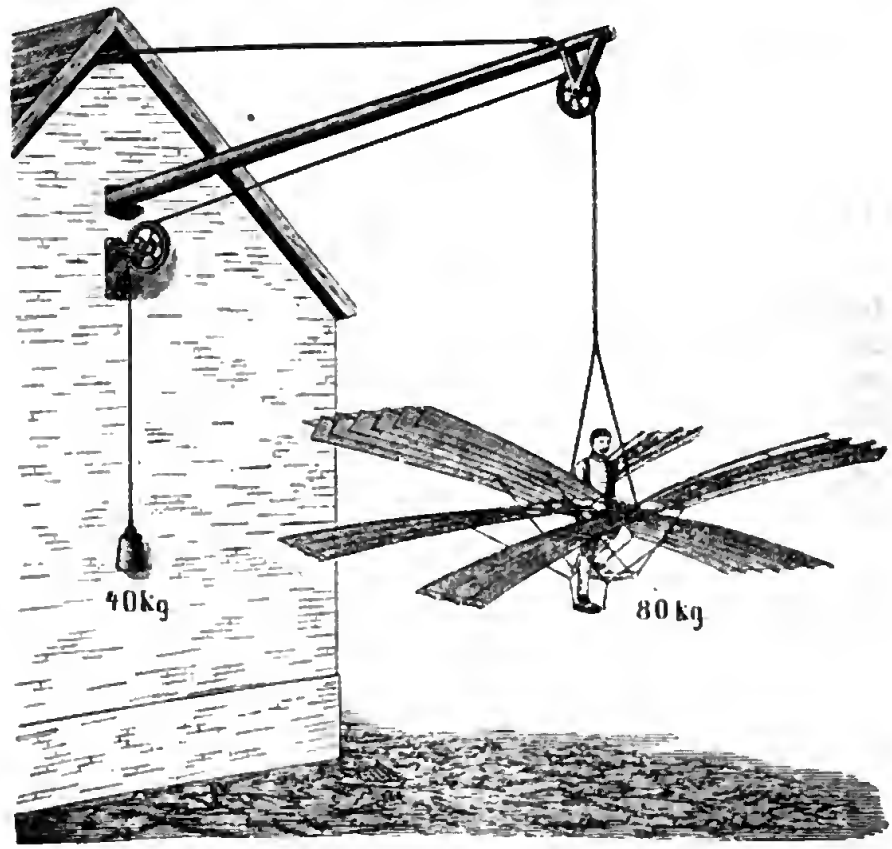


Abb. 66. Schwingenflieger von Lilienthal.

und der Hauptwert des Vogelflügels. Während bei einer Vortriebschraube die Teilkraft, die in der Drehrichtung liegt, nur Widerstand bedeutet, ist bei der Schwinge diese Kraft zum Teil zum Heben wirksam, da sie beim Niederschlag dem Gewicht des Vogels entgegenwirkt. Dieser Umstand ist wohl auch der Hauptgrund dafür, daß Schwingenflieger mit geringerer Leistung auszukommen vermögen, als von Schrauben getriebene Drachenflieger. Ein zweiter Grund ist noch darin zu erblicken, daß die Schwinge wegen ihrer großen Fläche langsam arbeitet, und daher wie eine langsam umlaufende Schraube einen besseren Wirkungs-

grad erzielt. Es ist daher auch nicht ausgeschlossen, daß es gelingen wird, gute, möglicherweise sogar überlegene Schwingenflieger zu bauen. Die hin- und hergehende Bewegung erscheint

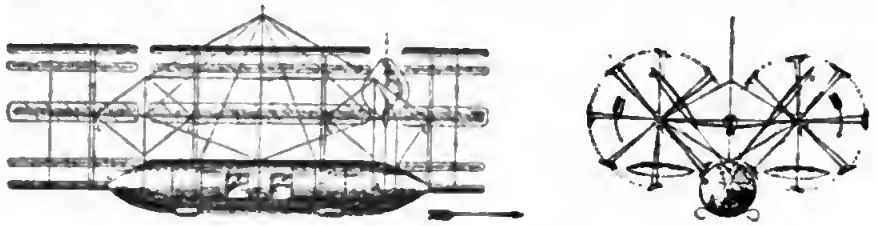


Abb. 67. Segelrad von Wellner.

zwar weniger maschinell, ist aber, wie unsere Kolbenmaschinen zeigen, deshalb doch durchaus nicht in jedem Falle verwerflich. Außerdem ist es auch möglich, diesen Grundgedanken, Ausnutzung der sonst schädlichen Teilkraft der Schraube zum Heben des

Abb. 68. Schwedischer Schwingenflieger.

Fliegers, auch bei umlaufenden Teilen zu verwirklichen. Die etwas ähnliches bezweckende Segelrad-Konstruktion z. B. von Wellner, Abb. 67, ist indes bis jetzt ergebnislos geblieben.

Digitized by Google

Konstruktionen, die durch Schlagwirkung lediglich Auftrieb ohne gleichzeitigen Vortrieb erzeugen, sind nicht so vorteilhaft wie der Vogelflügel. Eine solche Konstruktion schwedischen Ursprungs zeigt Abb. 68, mit der etwa 15 kg/PS gehoben sein sollen.

Das Schema des benutzten Bewegungsmechanismus ist auf Abb. 69 dargestellt. Durch den Kurbeltrieb erfolgte die Flügelbewegung nach der X-Linie, während der erzeugte Luftdruck den Verlauf der Y-Linie zeigte.

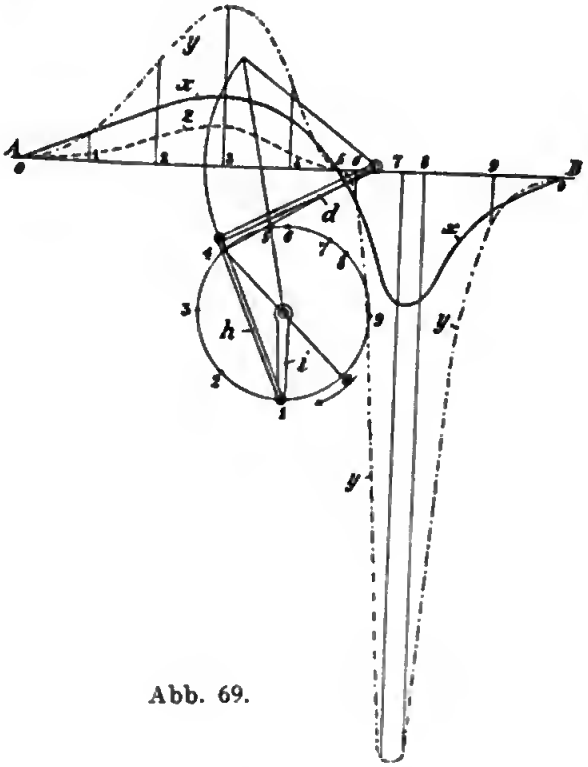


Abb. 69.

Auch den reinen Schraubenfliegern ist es bisher nicht gelungen, sich längere Zeit in der Luft schwebend zu erhalten. Ein Schraubenflieger besteht im wesentlichen aus einer Luftschraube mit senkrechter Welle, die sich und die daran hängende Maschine in die Höhe heben soll. Von ihnen gilt dasselbe, wie von den Schwingenfliegern, nämlich, daß sie in kleinen Modellen ihre Brauchbarkeit erwiesen haben, in größeren Ausführungen dagegen versagten.

Von vornherein ist nicht ersichtlich, daß dies so sein müßte Ein Drachenflieger schwebt doch auch nur dadurch, daß seine Tragflächen die Luft durchschneiden. Denkt man sich diese Flächen nun nicht geradlinig, sondern im Kreise herum bewegt, so muß der Apparat doch auch schweben. Daß dies bisher nur

sehr unvollkommen gelungen ist, liegt an dem mangelhaften Wirkungsgrad der benutzten Hubschrauben. Sollte es gelingen, vielleicht durch entsprechende Vergrößerung der Durchmesser, diesen zu verbessern, so ist wohl anzunehmen, daß auch der Schraubenflieger Erfolg hat.

Der Schraubenflieger könnte als Ersatz des Fesselballons dienen, da er imstande ist, in ruhiger Luft über einem Punkte zu schweben. Zur Fortbewegung, die doch den Hauptzweck eines Luftfahrzeugs darstellt, müßte die Maschine noch mit einer Vortriebschraube versehen sein. Ob schon eine Neigung der Hubschraubenachse genügen wird, um eine Vortriebkomponente zu

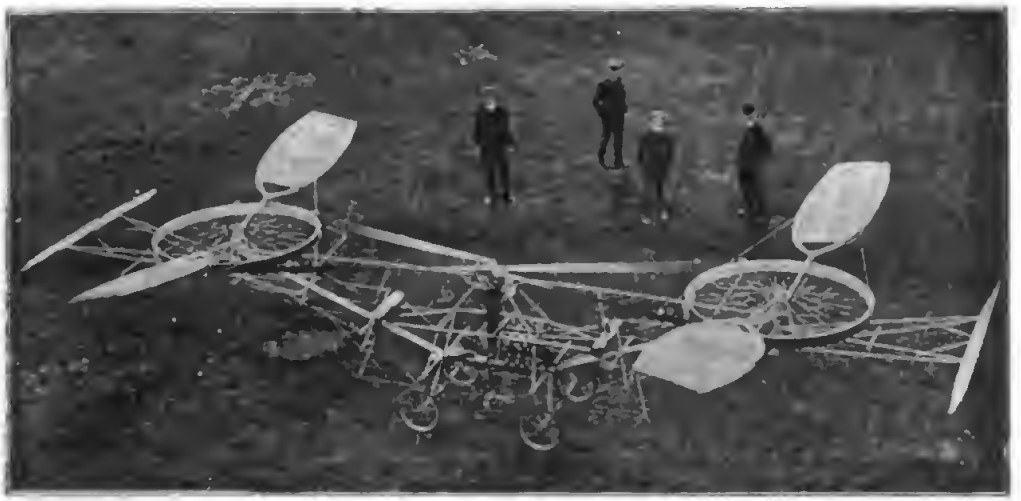


Abb. 70. Schraubenflieger von Paul Cornu.

erzeugen, muß der Versuch lehren, da die in Betracht kommenden Verhältnisse nicht mit Sicherheit zu übersehen sind, ebenso, wie sich die Wirksamkeit der Hubschraube bei der Fortbewegung gestaltet.

In jedem Falle muß man aber das Gegenmoment der Hubschraube durch eine zweite entgegengesetzt umlaufende aufheben. Setzt man diese Schraube über die erste, so muß der Abstand genügend groß, sicher mehrere Meter betragen, wenn der Gesamtauftrieb gleich der Summe ihrer beiden Auftriebe sein soll. Die konstruktive Lösung eines solchen Antriebs ist eine nicht ganz leichte Aufgabe.

Eine Ausführung eines Schraubenfliegers, die von Paul Cornu, ist auf Abb. 70 dargestellt. Trotz der absonderlichen Gestalt seiner Hubschrauben, die ihre Kraft von dem leichten Antoinette-Motor mittels Riemenübersetzung erhalten, soll es gelungen sein, den Apparat vom Boden abzuheben. Ein längerer Flug von

einiger Höhe hat die Brauchbarkeit der Maschine indes noch nicht erwiesen.

Die zur Zeit erfolgreichste Form der Flugmaschine ist der Drachenflieger. Er hat seinen Namen von dem bekannten Spielzeug, das aber auch in der Wetterkunde ernsthafte Anwendung findet. Ein Drachen schwebt bekanntlich dadurch in der Luft, daß die gegen ihn bewegte Luft eine Teilkraft besitzt, die dem Drachengewicht gleich- und entgegengerichtet ist. Außerdem ist Bedingung für das Schweben, daß die drei Kräfte: Gewicht, Winddruck und Schnurzug durch einen Punkt gehen, da sonst ein Kippen eintreten würde.

Die Zusammensetzung der Kräfte an einem im Gleichgewicht schwebenden Drachen zeigt Abb. 71. Die Drachenfläche A B, die gegen die Wagerechte unter dem Winkel α geneigt ist, erfährt einen Winddruck von der Stärke und Richtung CD. Das

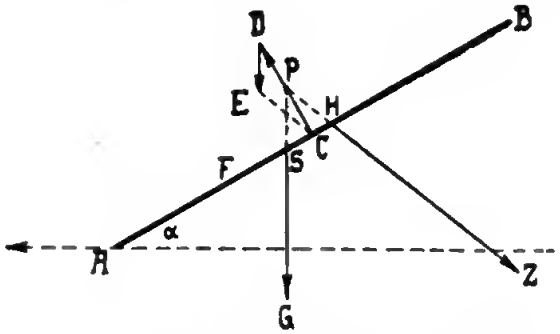


Abb. 71. Kräfteplan an einem Drachen.

Drachengewicht G greife im Punkte S an. Die Drachenschnur habe die Richtung ZH und sei im Punkte H befestigt. Der Kräftezug CDE läßt, wenn er geschlossen ist, erkennen, daß die Kräfte im Gleichgewicht sind. Ein Kippmoment ist nicht vorhanden, weil sich die drei Kräfte G, Z und CD in einem Punkte, in P, schneiden. Das Gleichgewicht ist gestört, sobald sich entweder der Neigungswinkel α oder die Größe oder der Angriffspunkt einer der Kräfte ändert. Wodurch z. B. der Angriffspunkt des Winddrucks wandern kann, sei später erörtert, ebenso sei auf das über Richtung und Größe des Luftdruckes CD auf S. 94 Gesagte verwiesen, dessen Kenntnis zum vollen Verständnis der Abb. 71 erforderlich ist.

Wenn der Wind nicht stark genug weht, um den Drachen zum Steigen zu bringen, so ist es ein bekanntes Mittel, die erforderliche Relativgeschwindigkeit zwischen Luft und Drachen dadurch zu erzielen, daß man gegen den Wind läuft. Denkt man sich nun noch den Schnurzug durch den Achsdruck einer

Schraube erzeugt, so hat man einen Drachenflieger. Er wirkt also in der Weise, daß der Luftdruck, der durch die Fortbewegung großer Flächen unter ihnen entsteht, diese mit der daran hängenden Maschine schwebend hält.

Bei der kurzen Zeit des Bestehens wirklich fliegender Maschinen ist es nicht verwunderlich, daß sich noch keine Grundform, wie etwa beim Kraftwagen, herausgebildet hat. Vielmehr herrscht noch große Mannigfaltigkeit, sowohl in der Anzahl und Anordnung der Tragflächen, als auch der Steuerglieder.

Ist nur eine Tragfläche vorhanden, so nennt man den Einflächer, dessen eine Fläche natürlich nur in einer Ebene liegen kann, einen Eindecker. Die Eindecker, von denen Abb. 99 und 110 Ausführungsbeispiele bieten, haben bisher die größte Flug-

Abb. 72. Mehrflächen-Eindecker von Kapferer.

geschwindigkeit entwickelt. So sind z. B. bei Blériot 80 km festgestellt worden. Es ist diese hohe Geschwindigkeit vielleicht weniger dem Einfluß eines geringeren Stirnwiderstandes als vielmehr dem Umstand zuzuschreiben, daß die Eindecker wegen der erheblicheren Schwierigkeit, größere Tragflächen genügend fest zu bekommen, mit hoher Flächenbelastung arbeiten, Blériot z. B. mit über 22 kg/qm und Antoinette mit 12 kg/qm. Sie haben daher meist stärkere Maschinen, die ihnen die hohe zum Schweben nötige Geschwindigkeit erteilen.

Vielleicht haben die Eindecker gerade wegen ihrer höheren Geschwindigkeit viele Unfälle zu verzeichnen gehabt. Sie sind bisher fast stets nach wenigen Flügen beim Landen beschädigt worden.[1])

[1]) Inzwischen hat der Antoinette-Eindecker am 5. Juni 1909 mit Latham einen Flug von 1 Std. 7 Min. vollführt.

Sind mehrere Flächen in ungefähr derselben Ebene vorhanden, so nennt man den Eindecker-Flieger einen Mehrflächer. Bisher sind nur wenige neuere Ausführungen dieser Art bekannt geworden. Abb. 72 zeigt den mehrflächigen Eindecker von Kapferer.

Die meisten und zwar gerade die bisher erfolgreichsten Flugmaschinen sind Mehrdecker, d. h. ihre Tragflächen liegen in mehreren Stockwerken übereinander. Auch die Flieger, bei denen die Tragflächen in verschiedener Höhe, aber nicht genau übereinander sich befinden, werden zweckmäßig den Mehrdeckern zugezählt. Abb. 97 u. 98 stellen Zweidecker dar. Sowohl bei Drachen wie bei Fliegern hat sich gezeigt, daß Mehrdecker eine bessere Dämpfung haben. Außerdem ist die Raumkonstruktion eines Mehrdeckers eher leicht und zugleich fest herzustellen, als die Tragflächen eines Eindeckers. Wahrscheinlich werden Flieger

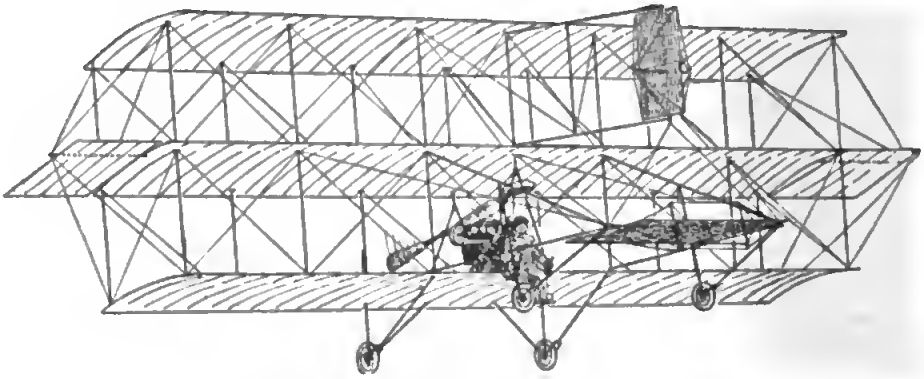


Abb. 73. Dreidecker von Vaniman.

mit geringen Motorstärken und daher geringer belasteten größeren Tragflächen stets als Mehrdecker gebaut werden.

Daß der Dreidecker Farmans (Abb. 111) sich nicht bewährt zu haben scheint, liegt wohl daran, daß durch die aufgesetzte dritte Fläche das Widerstandsmittel zu hoch über den Angriffspunkt der Schraube gerückt ist. Die Konstruktion Vanimans, Abb. 73, sieht hierin richtiger aus.

Wie aus der Vielgestaltigkeit der Flugmaschinen hervorgeht, ist die Flugfähigkeit nicht allzusehr von der Gestalt und Anordnung der Tragflächen abhängig, da verschiedene Formen, wie die des Voisin-Apparates, mit dem Farman seine Flüge ausführte, und der Wrightsche benutzbar sind. Ein Maßstab für die Güte einer Flächenanordnung dürfte der sein, daß sie leicht und fest, also unter möglichster Vermeidung von Hilfsteilen ausführbar sei und keine ausladenden, schwachen und daher leicht verletzbaren Tragflächen- und Steuerteile enthält.

Digitized by Google

2. Gesetze des Luftwiderstandes.

a) Der Luftwiderstand senkrecht getroffener Flächen.

Ueber die geschichtliche Entwicklung des Drachenfliegers möge man die Uebersicht und das über Modelle Gesagte nachlesen. Hier sei zunächst auf die Gesetze des Luftwiderstandes und ihre Anwendung auf die Tragflächen der Drachenflieger eingegangen. Die Formeln sind ganz elementar abgeleitet, da sie hauptsächlich für den Konstruktionsgebrauch bestimmt sind, und da ihre Ableitung aus den Grundgesetzen der Aerodynamik zurzeit unmöglich ist. Es ist dies auch weiter nicht verwunderlich, da das Entsprechende in dem so sehr viel älteren Schiffbau, der es mit einem viel weniger elastischen Mittel, dem Wasser, zu tun hat, noch nicht erreicht ist, wie

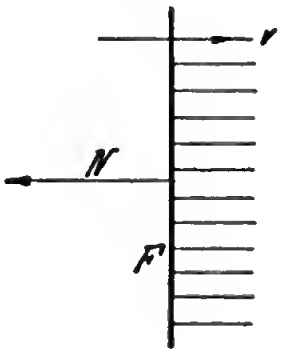


Abb. 74.

u. a. daraus zu ersehen ist, daß man die Schleppversuche von Modellen und das Ausprobieren der Schiffschraube noch nicht missen kann.

Wird eine Fläche (Abb. 74) von der Größe F bewegt, oder, was dasselbe sein dürfte, bewegt sich ihr ein Luftstrom entgegen, so erfährt die Fläche, wie die Erfahrung zeigt, einen Widerstand, der im gleichen Verhältnis mit der Fläche F und im quadratischen der Geschwindigkeit wächst. Ob es in Wirklichkeit ganz gleichgiltig ist, ob die Fläche oder die Luft oder beides zugleich gegeneinander bewegt wird, muß erst noch einwandfrei durch den Versuch festgestellt werden. Da der Unterschied jedenfalls nicht groß sein wird, so sei hier stets angenommen, daß der Luftwiderstand nur von der Relativ-Geschwindigkeit zwischen Luft und Fläche abhänge, ohne Rücksicht darauf, ob der Körper sich bewegt oder die Luft ihm entgegenweht.

Außer von der Größe der Fläche F ist der Widerstand von dem Gewicht γ eines cbm Luft abhängig. Er ist ein in dichter Luft natürlich größer und daher γ direkt proportional. Da

ferner eigentlich nicht das Gewicht γ, sondern die zu beschleunigende Luftmasse $\frac{\gamma}{g}$ eine Rolle spielt, so steht der Luftwiderstand in umgekehrtem Verhältnis zur Erdbeschleunigung g.

Die Formel für den Luftwiderstand einer senkrecht zu sich selbst bewegten Fläche ist danach

$$N_{kg} = k \frac{\gamma}{g} F v^2.$$

k ist ein Zahlenfaktor, der von der Form der Fläche abhängt und zwar nicht nur von der ihrer Vorder-, sondern mindestens ebenso auch von der ihrer Rückseite. Für ebene Flächen ist er ungefähr 1.

γ beträgt bei 0° und normalem Barometerstand 1,298 kg, bei 1000 m Höhe nur noch 1,145 kg und bei 2000 m Höhe 1,010 kg. Die Abhängigkeit des spezifischen Gewichts der Luft vom Barometerstand b und der Temperatur t ergibt sich nach dem Gay-Lussacschen Gesetz, wenn b_0 der Barometerstand von 760 mm, t_0 die Temperatur bei 0° und $\gamma_0 = 1{,}293$ kg ist,

$$\gamma = 1{,}293 \frac{b}{760} \cdot \frac{273}{273 + t}.$$

Ueber die Abhängigkeit von $\frac{\gamma}{g}$ gibt die Tabelle Auskunft, auf der

Werte von $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{\ldots\ldots}$

Seehöhe in m	Barometerstand in mm	Temperatur in C							
		− 5	0	+ 5	+ 10	+ 15	+ 20	+ 25	+ 30
− 80	770	7,350	7,486	7,627	7,773	7,924	8,080	8,243	8,413
+ 130	750	7,549	7,687	7,830	7,979	8,134	8,285	8,464	8,639
345	730	7,755	7,897	8,045	8,198	8,357	8,523	8,695	8,875
680	700	8,085	8,234	8,388	8,549	8,714	8,886	9,065	9,253
912	680	8,323	8,476	8,634	8,799	8,971	9,148	9,331	9,524

die Werte des Nenners von $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{\ldots\ldots}$ angegeben sind. Für die meisten Rechnungen genügt es, $\frac{\gamma}{g}$ mit $^1/_8$ bis $^1/_9$ in die Rechnung einzuführen. Die Abnahme des Luftwiderstandes mit der Höhe bedingt natürlich einen geringeren Kraftbedarf für die Fortbewegung, erfordert dafür aber eine größere Geschwindigkeit, um bei Drachenfliegern genügenden Auftrieb zu erlangen. Der Kraftbedarf für diese erhöhte Geschwindigkeit nimmt stärker zu, als die Kraft zum Schweben abnimmt. Auch müssen die Schrauber zur Erzeugung des gleichen Auftriebs sich schneller drehen. In 100 m Höhe vermindert sich die Tragkraft der Luft um $^1/_{80}$ ihres Wertes, also noch außerordentlich wenig.

Um das Aussehen der Formel zu vereinfachen, sei

$$k \cdot \frac{\gamma}{g} \text{ zu } K$$

zusammengefaßt, so daß wir uns im folgenden für den Luftwiderstand stets der Formel

$$N = K \cdot F \cdot v^2$$

bedienen wollen.

Der Faktor K schwankt bei den verschiedenen Forschern ganz außerordentlich. So fand Recknagel[1]) für K mit seinem Rundlaufapparat 0,070; v. Loeßl[2]) 0,152; Renard[3]) mit dem Rundlaufapparat 0,085 und Langley[4]) auf dieselbe Weise 0,080. Denselben Wert ermittelte Eiffel[5]) in sehr sorgfältigen Versuchen.

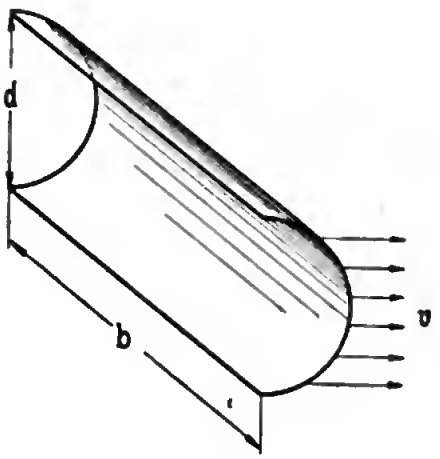


Abb. 75.

Für ebene Flächen dürfte sich die Anwendung des Wertes 0,125 empfehlen, der für gekrümmte auf 0,2 und weit darüber steigen kann.

Wird ein Halbzylinder von der Gestalt der Abb. 75 bewegt, so beträgt der Wert k in der ersten Formel $^2/_3$.

Die Fläche F ist gleich ihrer Projektion, in diesen Fällen also $= d \cdot b$ zu setzen. Bei der Halbkugelschale der Abb. 76 ist $k = {}^1/_3$ bis 0,57, wenn sie mit der vollen Seite nach vorn bewegt wird, so daß also der Widerstand wird

$$N = \frac{1}{3} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{d^2\pi}{4} \cdot v^2 \text{ bis } 0{,}57 \frac{\gamma}{g} \frac{d^2\pi}{4} v^2.$$

---

[1]) Recknagel. Zeitschrift d. D. V. D. Ing. 1883.
[2]) F. v. Loeßl. Die Luftwiderstandsgesetze. Wien. 1896.
[3]) Ch. Renard. 1885.
[4]) P. S. Langley. Experiments in aerodynamics. 1891.
[5]) Eiffel. Comptes Rendus. Paris 1892, 1900, 1907.

Bei umgekehrter Bewegungsrichtung wird $k = 1$.

Bei einer Vollkugel ist k geringer, etwa $\frac{1}{3,5}$ bis $\frac{1}{4}$.

Bei einem Langballon von der meist üblichen Form, bei dem das Verhältnis des größten Durchmessers zur Länge $\frac{D}{L} = \frac{1}{6}$ ist und der größte Durchmesser im vorderen Drittel liegt, kann man k zu $^1/_8$ annehmen.

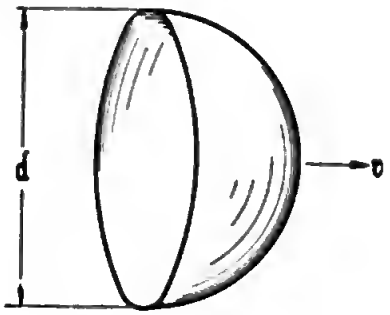


Abb. 76.

Ueber die vorkommenden Windstärken und die von diesen auf eine ebene Fläche ausgeübten Drucke, die nach der Formel $N = 0{,}122\ Fv^2$ berechnet sind, gibt folgende internationale Skala der Windstärken Auskunft:

Windstärken. (Marinebezeichnung.)

Stärke	V in Sek. m	V in Std.	Winddruck/qm Fläche	Druck auf Zylinderfläche = 0,57 Druck auf Kugelfläche = 0,25	
1	2,5	9	1 kg	Leichter Luftzug	Laub regt sich
2	4	14,4		Schwacher Wind	Zweige bewegen sich
3	5,5	19,1	4 „	Leichter Wind	Dünne Aeste bewegen sich leicht
4	7	25,2		Mäßiger Wind	Stärkere Aeste bewegen sich
5	8,5	30	9 „	Frischer Wind	Baumkronen rauschen lebhaft
6	10	36		Sehr frischer Wind	Pappeln biegen sich
7	11,5	41,4	17 „	Starker Wind	Reißt junge Blätter ab
8	13,5	48,6		Stürmischer Wind	Dünne Zweige knicken
9	15,5	55,8		Voller Sturm	Stärk. Zweige brechen
10	19	68,4	42 „	Starker Sturm	Kräftige Aeste brechen
11	25	90	75 „	Schwerer Sturm	Kiefern werden entwurzelt
12	30	108	110 „	Orkan	Verheerend
		144	134 „		

b) Der Luftwiderstand schräggetroffener Flächen.

Trifft der Luftstrom die Fläche nicht, wie bisher betrachtet, unter einem Winkel von 90°, so ist der Luftwiderstand geringer. Seine Richtung bleibt aber, wenn man von dem Einfluß der

Flächenreibung absieht, senkrecht zur Fläche, wie die Abb. 77 zeigt. Die Art des Zusammenhanges zwischen Luftwiderstand und Neigungswinkel ist lange strittig gewesen und auch heute noch nicht völlig geklärt.

Ist N_{90} der Luftwiderstand der Fläche bei $\alpha = 90°$, wenn sie also senkrecht vom Luftstrom getroffen wird, so geben folgende Formeln den Wert von $N\alpha$ nach den Versuchen und Berechnungen verschiedener Forscher:

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \sin^2 \alpha \qquad \text{(Newton; Euler)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \sin \alpha \qquad \text{(v. Lößl; Marey)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \frac{(4+\pi) \sin \alpha}{4 + \pi \sin \alpha} \qquad \text{(Raleigh u. E. Gerlach)}$$

$$N_\alpha = N_{90} \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha} \qquad \text{(Duchemin).}$$

Vielfach findet man auch die Formel

$$N_\alpha = N_{90} \cdot \alpha$$

angewandt, in der α im Bogenmaß eingeführt ist. Da sich bei

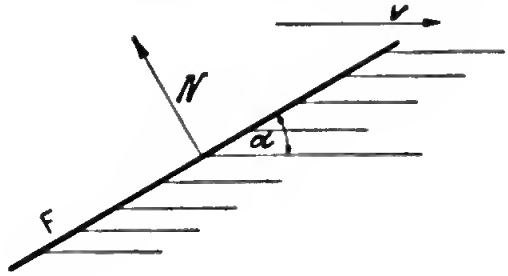


Abb. 77.

den kleinen in Betracht kommenden Winkeln der Bogen vom Sinus nicht unterscheidet, stimmt diese Formel mit der Lößlschen überein.

Es scheint die Formel $N_\alpha = N_{90} \cdot \sin \alpha$ die meiste Wahrscheinlichkeit für sich zu haben; wenigstens gibt sie für die kleinen bei Flugmaschinen in Anwendung kommenden Werte von α mit der Erfahrung genügend übereinstimmende Werte. Es sei daher im folgenden für den Luftdruck gegen eine geneigte Fläche stets der Ausdruck

$$N = K \cdot F \cdot v^2 \sin \alpha$$

angewendet.

Der oben angegebene Wert $K = 0{,}125$ bis $0{,}2$ gilt für ebene Flächen. Für gekrümmte findet man bei Chanute 0,6, bei Voisin-Apparaten 0,67 und Ferber gibt 1904 den Wert 0,7 an.

Um beim Entwerfen sicher zu gehen, ist im folgenden nur mit dem Wert $K = 0{,}2$ gerechnet.

Der Wert K ändert sich übrigens etwas mit der Gestalt der Flächen und je nachdem, ob man eine rechteckige Fläche mit der Lang- oder der Querseite voranbewegt. Langley [1]), der zuerst diese Versuche anstellte, hat ziemlich bedeutende Unterschiede herausgefunden. Er arbeitete u. a. mit einer Rundlauf-Vorrichtung, auf der er nacheinander dünne Platten von den auf Abb. 78 [2]) an-

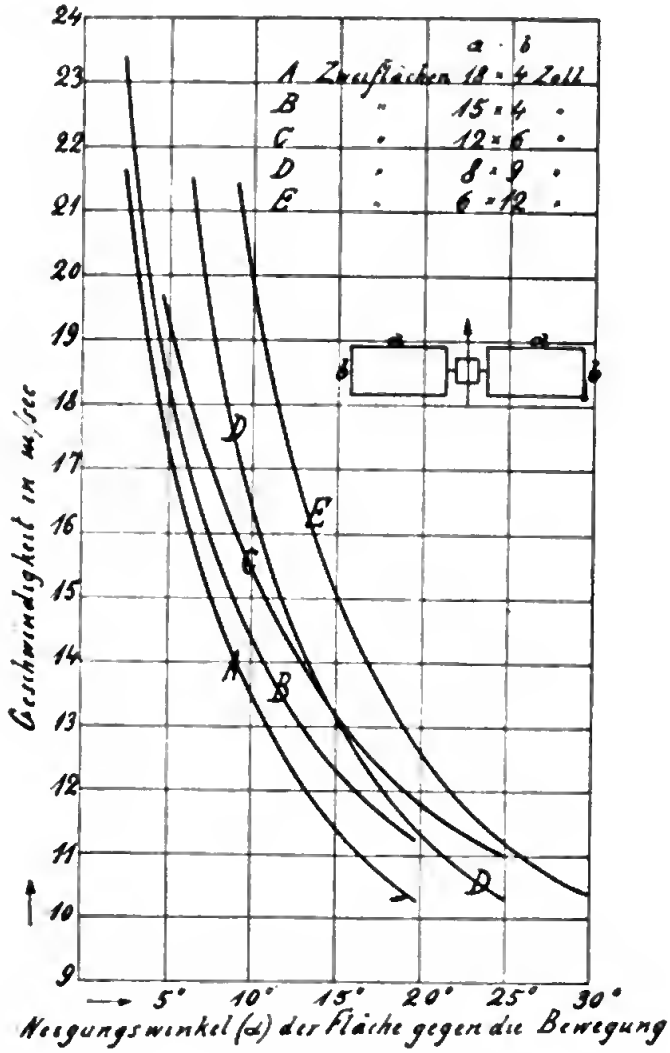


Abb. 78.

gegebenen Abmessungen im Kreise bewegte. Die Ordinaten geben die Geschwindigkeiten an, bei denen die Platten schwebten, also einen Auftrieb gleich ihrem Eigengewicht erfuhren, das 465 g

[1]) Langley, Experiments in aerodynamics. Washington 1891.
[2]) Vgl. auch Abb. 89.

betrug. Die Abszissen bedeuten die Winkel der Flächen gegen ihre Bewegungsrichtung.

Man erkennt, wie z. B. eine Platte, wenn sie mit der langen Seite voranbewegt wurde, nach der Kurve A schon bei einer Geschwindigkeit von 13,5 skm schwebte, also ihr Eigengewicht

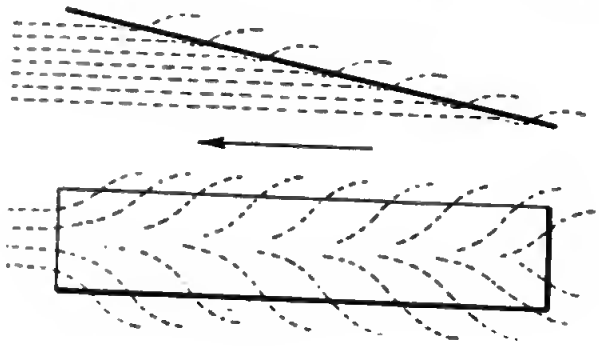


Abb. 79.

trug, während für die Platte E von dem gleichen Flächeninhalt, die aber mit ihrer Schmalseite voranlief, 20 skm zum Schweben nötig waren.

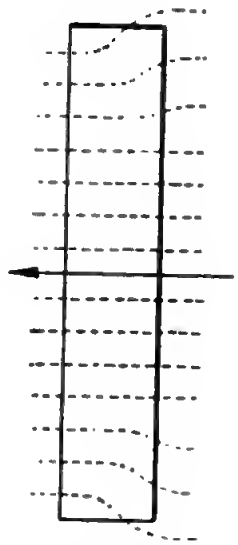


Abb. 80.

Diese Erscheinung erklärt man, ob mit Recht, bleibe dahingestellt, dadurch, daß man nach Abb. 79 behauptet, bei einer Fläche, deren schmale Seite angeblasen wird, weichen die Luftfäden nach der Seite aus, ohne ihre Verdichtung als Tragdruck genügend lange geäußert zu haben, während, wie in Abb. 80 bei

einer an der Langseite angeblasenen Fläche die Luftfäden einander besser führen und am Entweichen hindern.

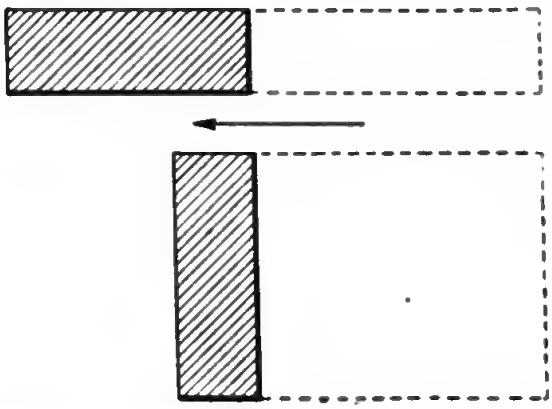


Abb. 81.

Auf andere Weise sucht man sich diese Erscheinung dadurch zu erklären, daß im ersten Fall (Abb. 81) die Fläche sich während

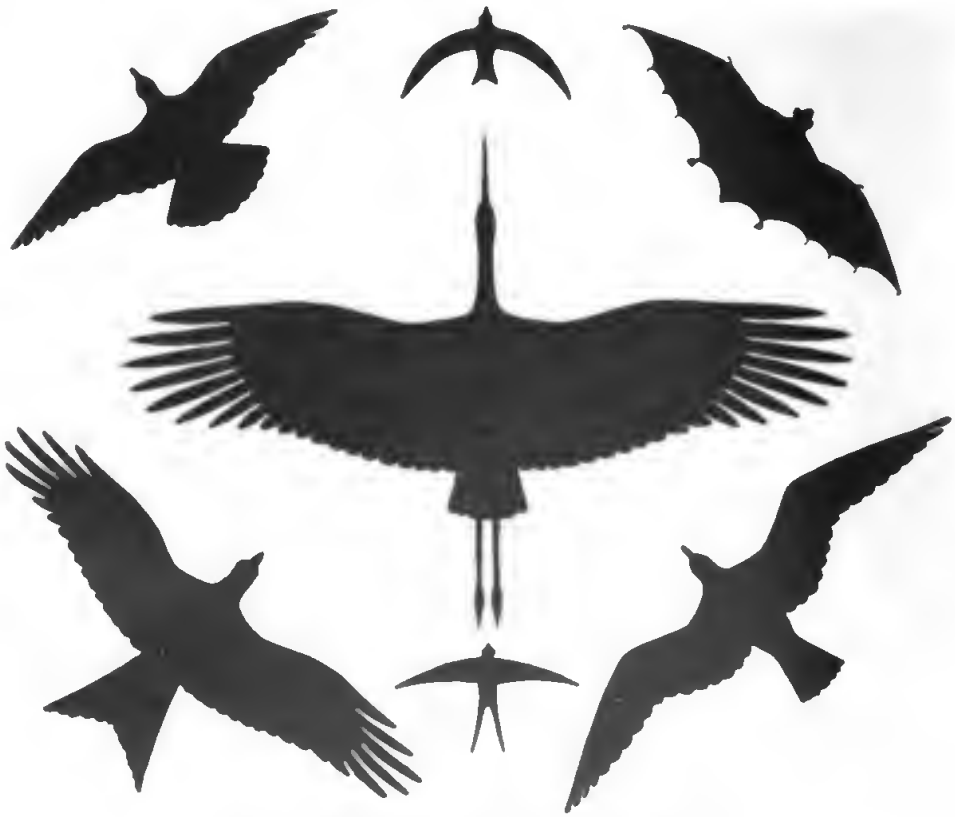


Abb. 82. Flugbilder (nach O. Lilienthal).

der Bewegung auf eine geringere Anzahl Luftteilchen gestützt, sie also bewegt und verdichtet habe, als im zweiten darunter

gezeichneten Falle. Die letzte Erklärung scheint besonders einleuchtend.

Es ist indessen noch fraglich, ob die Erscheinung der rechteckigen Fläche, tragfähiger zu sein, wenn sie mit der Langseite voranbewegt wird, von der Art ihrer Wölbung usw. gänzlich unabhängig ist.

Daß die Natur die ausgedehnteste Anwendung von dem Vorteil geringer Flächentiefe macht, erkennt man daraus, daß fast alle fliegenden Lebewesen Flügel haben, die viel länger als tief sind. Höchstens der Schmetterling macht eine Ausnahme. Das Verhältnis von Länge und Breite beider Flügel zusammen beträgt z. B. bei den Falken mindestens 1:6, bei den schnelleren Fliegern, den langflügligen Schwalben 1:8, bei den Sturmvögeln 1:10 und bei dem Albatros, der stundenlang ohne einen Flügelschlag zu fliegen vermag, sogar 1:20.

Abb. 82 zeigt die Flugbilder einiger bekannter Flieger zur Veranschaulichung des Verhältnisses von Länge zur Breite der Flügel. Ueber dem Storch in der Mitte steht der Segler, unten die Schwalbe, oben rechts die Fledermaus, links die Taube, unten rechts die Möwe, links der Gabelweih. Es sei noch darauf hingewiesen, daß die Vögel mit breiteren Flügeln die Flügelspitzen meist zackig auflösen. So kann man z. B., wenn man eine Krähe über sich fliegen sieht, zwischen ihren Schwungfedern an den Flügelenden den Himmel sehen. Diese Erscheinung dürfte sicher nicht ohne Bedeutung für das wirbelfreie Abströmen der Luft sein.

c) Der Wert gekrümmter Flächen.

K ist ferner, wie schon bemerkt, für die gekrümmten Flächen größer. Der Grund für diese Erscheinung ist wohl darin zu suchen, daß bei einer ebenen Fläche die unteren Luftströme von den oberen abgelenkt werden. Sie treffen daher die Fläche unter einem spitzeren Winkel α, als die oberen und sind daher weniger wirksam. Man kann die größere Wirksamkeit der gekrümmten Flächen auch dadurch erklären, daß der Luftstrom genötigt sei, sich auf einer gekrümmten Bahn zu bewegen und daher infolge der Zentrifugalkraft einen stärkeren Druck auf die Fläche ausübe.

Lilienthal[1]), der zuerst auf den Wert der gekrümmten Tragflächen hinwies und messende Versuche machte, bezeichnete als die günstigste Pfeilhöhe der Flächenkrümmung $^1/_{12}$ der Sehne. Indessen sind seine Versuche nicht ganz einwandfrei und auch nur bei geringeren Windgeschwindigkeiten angestellt worden. Bei größeren Geschwindigkeiten dürften sich andere Verhältnisse er-

[1]) Otto Lilienthal. Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. 1889.

geben. Ferner hat er bei seinen Versuchsanordnungen den Einfluß der Wanderung des Widerstandsmittelpunktes nicht genügend berücksichtigt.

Bei den neueren Drachenfliegern benutzt man geringere Krümmungen. So haben die Flächen in den Voisinschen Apparaten, wie sie u. a. Farman und Delagrange benutzen, $^1/_{15}$ Pfeilhöhe, während der Wrightsche Flieger etwa $^1/_{20}$ besitzt.

Als vorteilhaft hat sich ferner herausgestellt, den hinteren Rand der Tragfläche nicht starr zu machen, so daß der Luftdruck den Rand etwas aus der Krümmung heraus nach oben durchbiegt. Man glaubt dadurch ein wirbelfreieres Abströmen der Luft und damit einen erhöhten Wirkungsgrad zu erzielen.

Daß es nicht nötig ist, die Flächen völlig luftdicht zu machen, zeigt die Kurve in Abb. 83, die von Lanchester[1]) nach Versuchen

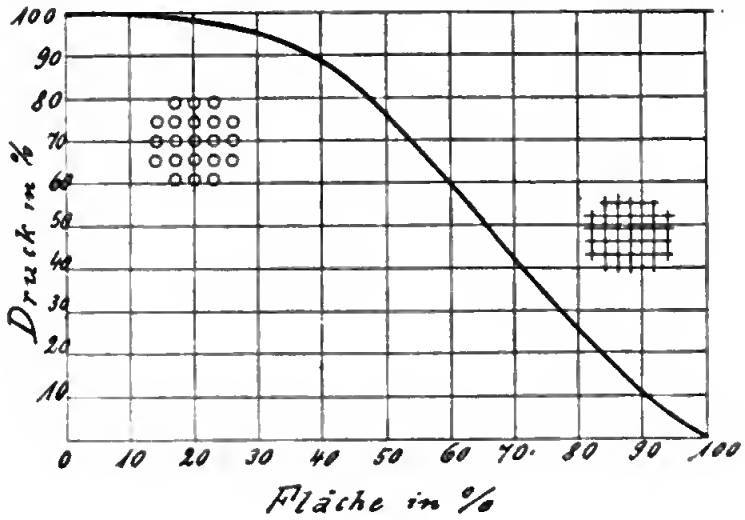


Abb. 83.

von Dines aufgestellt ist. Eine Verkleinerung der Flächen durch Löcher von 10 v. H. vermindert danach die Tragfähigkeit noch nicht merklich. Einen wasserdichten Stoff zu verwenden hat aber den großen Vorteil, daß er die Feuchtigkeit nicht aufsaugt und damit nicht sein Gewicht vergrößern kann.

d) Der Druckmittelpunkt und das Avanzinische Gesetz.

Eine der wichtigsten Erscheinungen zur Beurteilung des Verhältnisses eines fliegenden Körpers ist noch die Wanderung des Druckmittelpunktes. Ebenso wie man für die Summe aller Schwerkräfte, die an den einzelnen Teilchen eines Körpers angreifen, einen gemeinsamen Angriffspunkt ihrer Resultierenden,

[1]) Lanchester, Aerodynamics, London.

den Schwerpunkt aufstellt, kann man die Windkräfte, die an den einzelnen Flächenteilchen angreifen, zu einer Mittelkraft vereinigen, deren Angriffspunkt der Druckmittelpunkt heißt.

Es hat sich nun gezeigt, daß auch für die Bewegung eines Körpers in der Luft das von Avanzini für die Bewegung im Wasser aufgestellte Gesetz gilt, nach dem der Angriffsmittelpunkt vom Schwerpunkt der Fläche, wo er bei $\alpha = 90^0$ sich befindet, nach dem angeblasenen Rand hin wandert. Diese Erscheinung, die Bewegung des Druckmittelpunktes, des Angriffspunktes der Resultierenden aller einzelnen Luftwiderstände, ist, wie schon bemerkt, eine der allerwichtigsten für die Erklärung des Verhältnisses fliegender Körper. Das Gesetz, nach dem bei einer ebenen Fläche der Druckmittelpunkt sich verschiebt, ist

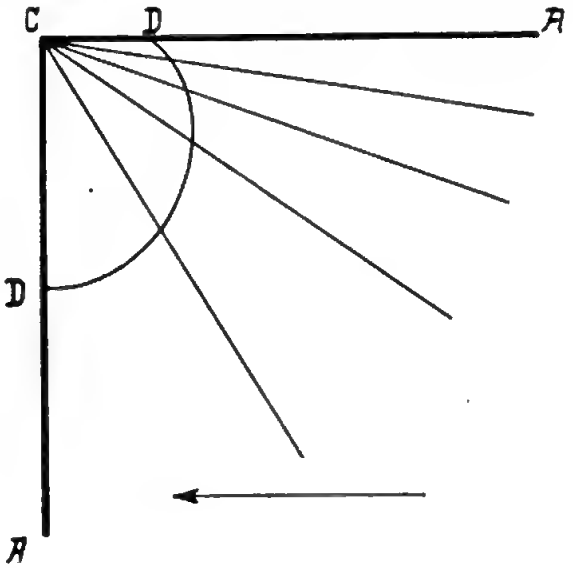


Abb. 84.

1870 von Joeßl aufgestellt worden. Nach diesem ist der Abstand d des Druckmittelpunktes vom angeblasenen Rand einer Scheibe, deren Tiefe b beträgt

$$d = (0{,}2 + 0{,}3 \sin \alpha)\, b.$$

Abb. 84 zeigt die Lage des Druckmittelpunktes D bei den verschiedenen Neigungen der Ebene CA. Steht CA senkrecht zur Bewegungsrichtung, so liegt der Druckmittelpunkt in der Mitte, in nahezu wagerechter Lage dagegen auf 0,2 der Länge AC.

Gekrümmte Flächen verhalten sich indes ganz anders. So haben z. B. Versuche der Brüder Wright[1]) gezeigt, daß der Druckmittelpunkt, der bei $\alpha = 90^0$ nahezu in der Mitte der Fläche

[1]) Ill. aeron. Mittlgn. 1902.

liegt, beim Verkleinern des Winkels langsam nach **vorn** rückt bis ein von der Form und Wölbung der Fläche abhängiger Winkel erreicht ist. Von diesem an rückt er dann nach der **hinteren** Kante.

Ob es nun richtig ist, den Normaldruck N bei gekrümmter Fläche senkrecht zur Sehne oder senkrecht zur Tangente der Fläche im Angriffsmittelpunkt anzusetzen, ist noch nicht geklärt, spielt indessen auch keine große Rolle, da sich damit die Hubkomponente nur wenig ändert. Bei der Konstruktion nimmt man übrigens meist an, daß der Angriffsmittelpunkt etwa im vorderen Drittel der Fläche sich befinde. Geringe, etwa vorhandene Abweichungen berichtigt man bei der Ausführung durch Verlegung größerer Gewichte, zumeist des Motors.

Aus dem Wandern des Druckmittelpunktes erklärt sich das Verhalten fallender leichter Körper. Fällt z. B. ein Papierblatt, eine Karte oder dergl. zur Erde, so überschlägt es sich

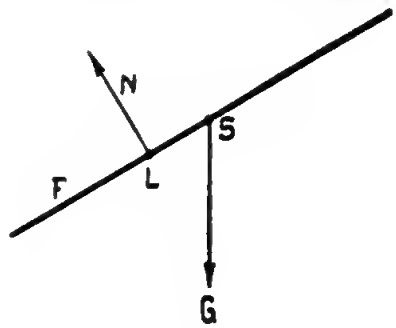


Abb. 85.

in den meisten Fällen. Entweder dreht es sich hierbei ständig um eine quer zur Fallrichtung liegende Achse oder es pendelt im Fallen hin und her.

Der Schwerpunkt S eines fallenden Blattes F liege in der Mitte (Abb. 85). Bei etwas schräger Lage rückt nun der Angriffsmittelpunkt L des Luftdruckes nach der angeblasenen Seite hin. Dadurch wird ein Drehmoment zwischen Schwerkraft und Luftwiderstand erzeugt, das die Fläche F aufkippt. Ist dieses Moment stark genug, so dreht es das Blatt F über die senkrechte Lage hinaus, wodurch es ins Drehen kommt. Ist es dagegen schwächer oder die Bewegung genügend gedämpft, so daß es nur über die wagerechte Lage hinauskommt, so gleitet es nach der anderen Seite; L befindet sich nunmehr rechts von S, dreht das Blatt in entgegengesetzter Richtung usw. In diesem Falle pendelt das Blatt hin und her, genau wie ein Teller, den man ins Wasser geworfen hat.

Anders verhält sich dagegen die Fläche, wenn der Schwerpunkt nicht im Flächenmittelpunkt, sondern näher dem Rande sich befindet. Man kann dies bei einer Pappe durch kleine Metallklammern oder dergleichen, oder bei kleineren Fliegermodellen durch aufgeklebtes oder zusammengekniffes Papier erreichen. In diesem Falle neigt sich beim Fallen die schwerere Seite nach unten, bis der Angriffsmittelpunkt des Luftwiderstandes sich soweit nach dem Rande hin verschoben hat, daß er unter dem Schwerpunkt liegt. Es greift jetzt das Gewicht des Körpers und der Luftwiderstand N in derselben Senkrechten oder bei sehr dünnen Flächen in demselben Punkte an.

3. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Tragflächen der Flieger.

a) Die Wirkung der Kräfte beim Gleitflieger.

In Abb. 86 ist G das Gewicht des Fliegers und N der Normaldruck. N und G setzen sich zusammen zur Mittelkraft T, der Kraft, die die Fläche jetzt nach unten bewegt. Da der Widerstand in der Richtung G viel größer ist, als in der Be-

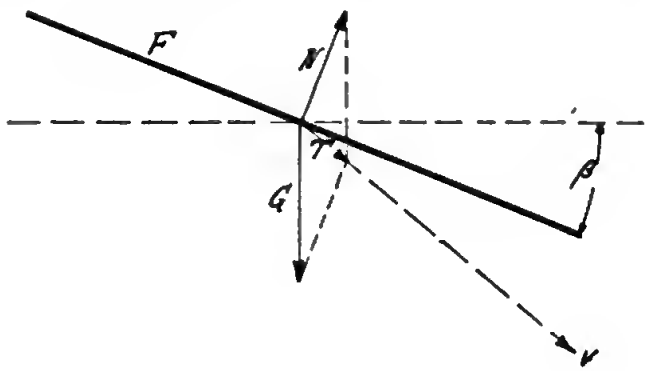


Abb. 86.

wegungsrichtung, so nimmt die Geschwindigkeit v ständig zu. Durch die beschleunigte Bewegung wird N größer, der Winkel β kleiner, so daß die Bahn sich der Wagerechten immer mehr nähert. Soll die Bahn des Fliegers wagerecht sein, β also positiv werden, so muß der Apparat Kraftantrieb erhalten.

Da der Flieger nach dem Aufhören der Kraftwirkung als Gleitflieger in der gezeigten Weise zur Erde gleiten soll, so ist es nicht ratsam, die für den Kraftflug nötige Winkeländerung durch Verlegung des Schwerpunktes zu erzielen. Vielmehr ist es besser, die Drehung durch eine während der Bewegung erzeugte Kraft mittels eines Höhensteuers zu bewirken. Dieses Höhensteuer bringt

man am besten vorne an, weil dann gleichzeitig bei seinem Gebrauch die Hubkraft des Fliegers etwas verstärkt wird. Befindet sich dagegen das Höhensteuer als Schwanz hinten, so muß es beim Aufwärtsfahren so gestellt werden, daß es selbst durch den Luftwiderstand nach unten gedrückt wird. Läßt die Motorkraft und damit die Geschwindigkeit v nach, so verringert sich die Kraftwirkung auf das Höhensteuer, und der Flieger senkt sich selbsttätig im Gleitflug zu Boden. Von dem Einfluß der Anbringungsart des Höhensteuers auf die Stabilität sei später die Rede.

b) Die Wirkung der Kräfte beim Kraftflieger.

Die Kraftverteilung beim Kraftflug des Fliegers zeigt Abb. 87. Wenn Gleichgewicht herrschen soll, so muß der Kräftezug aus G, N und der Vortriebkraft H geschlossen sein. Außerdem müssen die drei Kräfte durch einen Punkt gehen. Dieser Punkt ist in der Zeichnung als in der Fläche liegend angenommen.

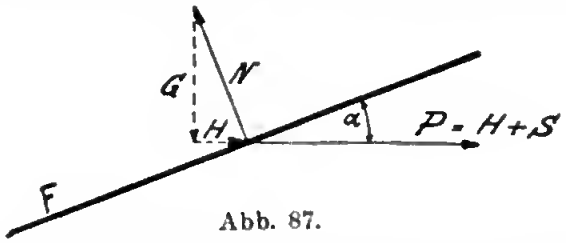


Abb. 87.

Es ist dies aber keineswegs erforderlich. Der Schnittpunkt kann vielmehr ähnlich wie in dem Kräfteplan des Draehens (Abb. 41) liegen.

Aus dem Kräftezug der Abb. 87 ergeben sich ohne weiteres die Gleichungen

$$\text{I} \quad \frac{G}{N} = \cos \alpha$$

$$\text{II} \quad \frac{H}{N} = \sin \alpha$$

$$\text{III} \quad \frac{H}{G} = \operatorname{tang} \alpha$$

Der Flächenerhebungswinkel, unter dem der Flieger fliegen muß, um bei einer bestimmten Geschwindigkeit v ein genügend großes N zu entwickeln, ergibt sich aus

$$\cos \alpha = \frac{G}{H} = \frac{G}{F \cdot K \cdot v^2 \sin \alpha}$$

wobei man K = 0,2 für einigermaßen richtig gekrümmte Flächen setzen kann. Hieraus folgt

$$\sin \alpha \cdot \cos \alpha = \frac{G}{F \cdot K \cdot v^2}$$

Die Triebkraft, die die Schraube ausüben muß, ist T + S, worin S den Stirnwiderstand der Konstruktion zusammen mit der Flächenreibung bedeutet. Die Flächenreibung ist nach den neuen Untersuchungen von Lanchester[1]) gar nicht unbedeutend und S spielt bei der erreichbaren Höchstgeschwindigkeit sogar eine ausschlaggebende Rolle. Zunächst aber bleibe S, dessen Berechnung doch ungenau ist, unberücksichtigt. Am Schlusse werde diese Größe mit in den Gesamtwirkungsgrad hineingenommen. Aus Gleichung III erhält man

$$H = G \text{ tang } \alpha.$$

Für die kleinen Winkel, die beim Flieger in Betracht kommen, kann man

$$\sin \alpha \cdot \cos \alpha = \text{tang } \alpha$$

setzen. Man erhält dadurch

$$H = G \cdot \frac{G}{K \cdot F \cdot v^2} = \frac{G^2}{F \cdot K \cdot v^2}$$

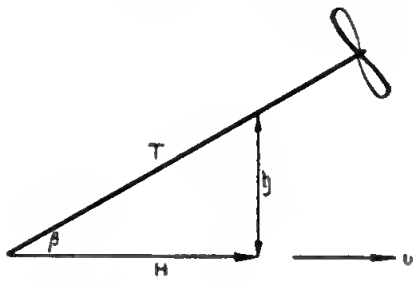


Abb. 88.

Die Leistung des Motors an der Schraube ist dann unter Berücksichtigung des Wirkungsgrades η der gesamten Kraftübertragung.

$$L_{ps} = \frac{H \cdot v}{75 \cdot \eta} = \frac{G^2 \cdot v}{75 \cdot F \cdot K \cdot v^2 \cdot \eta} = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta}$$

η hat sich mir bei Nachrechnung der ausgeführten brauchbaren Konstruktionen zu 0,5 bis 0,6 herausgestellt. (K zu 0,2 angenommen.)

Liegt die Schraubenachse nicht wie hier gezeigt, wagerecht, sondern z. B. innerhalb der Fläche, oder bildet sie mit ihr einen kleineren Winkel, als den Flugwinkel α, so kommt nur ein Teil ihrer Wirkung für den Vortrieb in Betracht, dafür aber eine andere Komponente für den Hub, was nicht als ungünstig bezeichnet werden kann. Dies ist z. B. der Fall, wenn ein Lenkballon mit seiner Maschinenkraft als Gleitflieger emporsteigt.

Ist β der Winkel der Schraubenachse gegen die Flugrichtung v (Abb. 88), so vergrößert die Teilkraft $h = T \sin \beta$ den Hub

[1]) Lanchester. Aerodynamics. London.

480329

der Tragfläche. Da bei geringeren Geschwindigkeiten der größere Teil der Schraubenkraft für den Hub gebraucht wird, so ist der Zuwachs h für den Hub vorteilhafter als die Einbuße an Vortrieb, die dadurch zustande kommt, daß der Vortrieb H statt T nur $T \cdot \cos\beta$ beträgt.

c) Die Auffluggeschwindigkeit.

Eine für die Beurteilung einer Fliegerkonstruktion sehr wichtige Größe ist die Auffluggeschwindigkeit, also die Geschwindigkeit, die der Flieger gegen die Luft wenigstens haben muß, um eine Hubkraft gleich seinem Eigengewicht zu entwickeln. Weht ein Gegenwind, so ist diese Geschwindigkeit natürlich mit geringerer Relativgeschwindigkeit zum Boden zu erlangen.

Die Auffluggeschwindigkeit v ergibt sich durch Umformung der vorigen Gleichung zu

$$v = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot L \cdot \eta}$$

Diese Gleichungen enthalten alles, was man zur Beurteilung einer vorhandenen und zum Entwurf einer neuen Konstruktion gebraucht.

d) Die Flächenbelastung.

Vielfach wird noch mit dem Begriff der Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ gearbeitet, die man aus der vorigen Gleichung aussondern kann, so daß man erhält

$$v = \frac{1}{75 \cdot K \cdot \eta} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{G}{L}$$

Bei der Abwägung der einzelnen Glieder ist dies vielleicht vorteilhaft. Im übrigen spielt bei einer Vergrößerung von ausgeführten Modellen weniger die Flächenbelastung, als vielmehr der Ausdruck $\frac{F^{1/2}}{G^{1/3}}$ eine Rolle. Wie Müllenhoff [1]) in einer sehr eingehenden Arbeit schon 1884 gezeigt hat, besitzt diese Größe bei allen Vögeln gleicher Flugart nahezu denselben Wert und schwankt bei den guten Fliegern nur zwischen 5 und 7. In den ausgeführten Flugapparaten, z. B. bei den von Wright ist er nahezu eben so groß, nämlich 8,9.

Eine zu große Flächenbelastung ist deshalb nicht wünschenswert, weil solche Apparate beim Gleitflug eine hohe Geschwindigkeit annehmen. Indessen ist die Befürchtung, daß der Aufprall

[1]) Müllenhoff Ueber die Größe der Flugflächen. Pflügers Archiv. Bonn 1884.

auf den Boden leicht zu heftig wird, aus dem Grunde übertrieben, weil der Abflug schräg, und nicht senkrecht erfolgt. (Abb. 91.) Die Berechnung der Endgeschwindigkeit aus der Formel

$$v_{max} = \sqrt{\frac{G}{K \cdot F}}$$

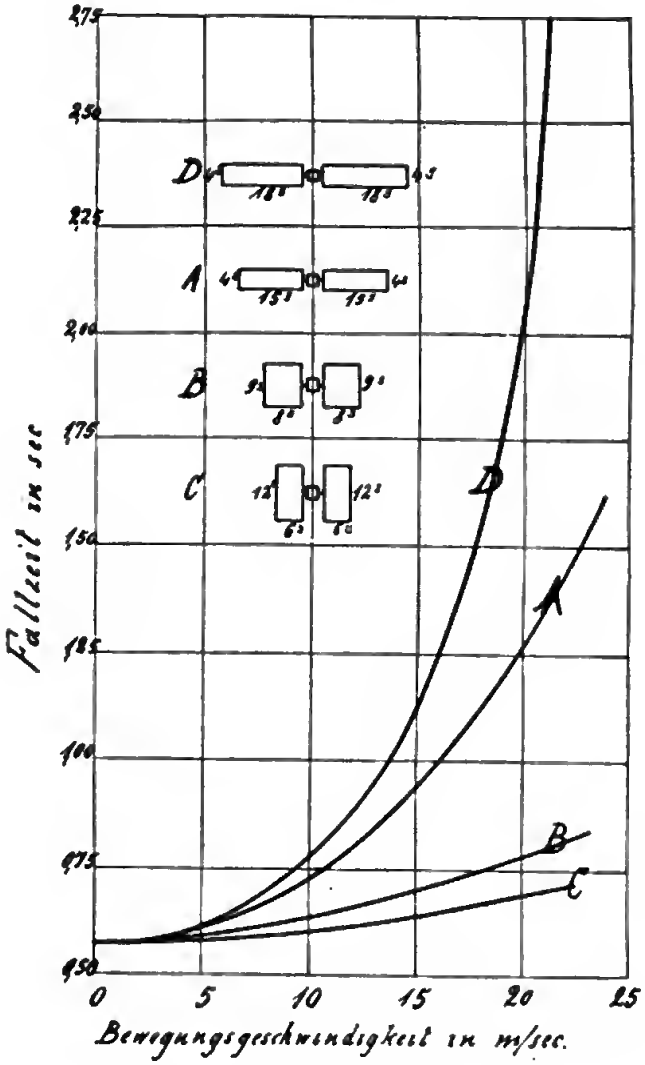


Abb. 89.

für den Fall im lufterfüllten Raum ist demnach hier nicht am Platze. Erstens fällt, wie Langley [1]) gezeigt hat, ein bewegter

[1]) Langley. Experimente in aerodynamics. Washington 1891.

Körper langsamer. Das Schaubild (Abb. 89) zeigt seine Versuchsergebnisse. Die Abscisse enthält die Bewegungsgeschwindigkeit der Platten A, B, C und D in skm, während die Ordinaten die Fallzeiten in Sekunden angeben. Man erkennt deutlich den Einfluß des Umstandes, ob die Lang- oder die Schmalseite angeblasen wird, sowie, daß die wagerechten Platten mit wachsender Bewegungsgeschwindigkeit langsamer fallen. Es ist dies eine Folge des schiefen Stoßes, den die bewegten Luftteilchen erfahren. (Vgl. S. 104.)

Vielfach werden bekanntlich mehrere Tragflächen der Flieger übereinander angeordnet. Die Frage, wie weit hierbei die Tragfähigkeit der Fläche, die etwas im Windschatten der anderen sich

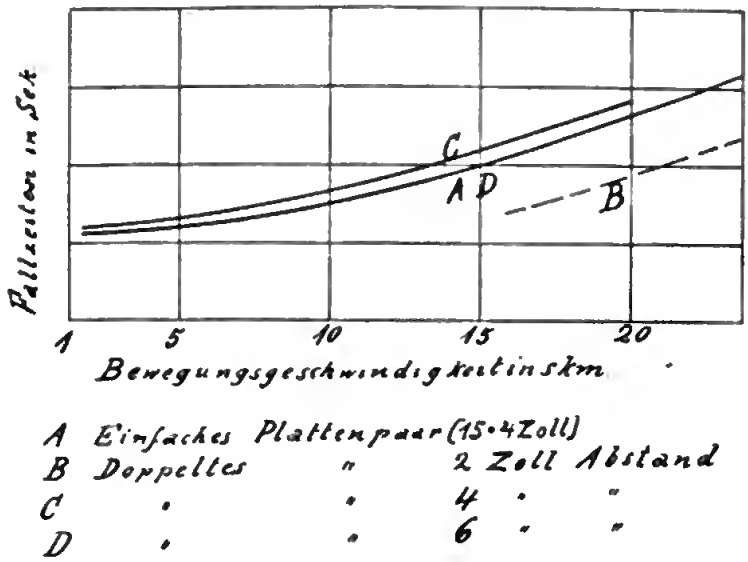


Abb. 90.

befindet, gemindert wird, ist von Langley[1]) untersucht. Die Ordinaten der Abb. 90 geben die Fallzeiten in Sek., die Abscissen die Bewegungsgeschwindigkeit der Platten in skm an. Man erkennt, daß bei einer gegenseitigen Entfernung gleich der Plattenbreite die Fallgeschwindigkeit fast gar nicht größer ist, als wenn die Platten nebeneinander stehen.

Die Erfahrung scheint übrigens dafür zu sprechen, daß Mehrdecker eine bessere Dämpfung zeigen. Ferner läßt sich die Raumkonstruktion eines Mehrdeckers eher leicht und zugleich fest herstellen.

Dazu kommt, daß der Angriffsmittelpunkt einer ungeteilten Gesamtfläche bei einer Aenderung der Windrichtung einen größeren

[1]) Langley, Experiments in aerodynamics. Washington. 1891.

Weg zurücklegt und damit ein größeres Kippmoment erzeugt, als wenn die einzelnen Angriffspunkte auf ihren kleineren Flächen wandern.

Und dann kommt wegen des schrägen Fluges von etwa 10° nur die Teilkraft x für den Landungsstoß zur Wirkung. (Abb. 91.)

Abb. 91.

Die viel größere Kraft y läßt den Flieger auf der Erde entlang gleiten, wo seine Bewegungsenergie durch Bremsen der Räder oder dergl. vernichtet werden kann.

e) Der Kraftbedarf eines Fliegers.

Es dürfte in der Formel für die Auffluggeschwindigkeit auffallen, daß die Leistung im Nenner steht, woraus folgt, daß zur Ermöglichung einer geringeren Fluggeschwindigkeit die Leistung vergrößert werden muß. Bei einer kleineren Geschwindigkeit muß eben der Flugwinkel und damit die für das Schweben erforderliche Leistung natürlich bedeutend wachsen.

Wenn man die Tatsache, daß ein bewegter Körper langsamer fällt als einer, der nur der Schwere überlassen ist, nicht berücksichtigt, so kommt man bei verschiedenen Ueberlegungen zu falschen Schlüssen. Will man z. B. den Kraftbedarf für das Schweben eines Fliegers ausrechnen, so kann man etwa so vorgehen, daß man sich sagt, der Flieger müsse sekundlich so viel gehoben werden, als er in diesem Zeitabschnitt fallen würde, wenn er mit gleichförmiger Geschwindigkeit fiele. Nun geht der freie Fall im lufterfüllten Raum sehr bald aus der beschleunigten in gleichförmige Geschwindigkeit über. Seine Beschleunigung hört natürlich auf, sobald seine Fallgeschwindigkeit so groß ist, daß der erzeugte Luftwiderstand gleich dem Eigengewicht des Fliegers ist. In diesem Falle gilt die Gleichung

$$N = G = K \cdot F \cdot v^2, \quad \text{also}$$

$$v = \sqrt{\frac{G}{K\,F}}.$$

Nimmt man die jetzt meist benutzte Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ = 10 kg/qm an und K zu 0,2, so wird

$$v = \sqrt{\frac{10}{,2}} = \sqrt{50} = \sim 7{,}07 \text{ skm}.$$

Für ein Flugschiff von G = 450 kg würde sich hiernach

ein Motor ergeben, der imstande wäre, diese 450 kg in jeder Sekunde 7,07 m hoch zu heben, also von einer Leistung von $\frac{450 \cdot 7{,}07}{75} = 42{,}24$ PS.

Daß die zum Schweben erforderliche Leistung, wie aus den ausgeführten Fliegern hervorgeht, erheblich geringer ist, beweist einmal, daß K mit 0,2 zu gering angesetzt ist, und besonders, daß der vorwärtsbewegte Flieger eine geringere Leistung zum Schweben erfordert.

Um die geringere Fallgeschwindigkeit bewegter Körper zu erklären, hat man zu den sonderbarsten Erklärungen gegriffen und zu diesem Zweck Formeln aufgestellt, die natürlich unhaltbar waren. Eine solche ist z. B. die Formel von Loeßl[1]) für die

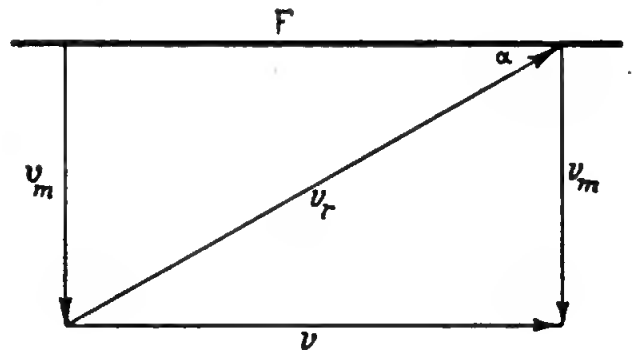


Abb. 92.

höchste Fallgeschwindigkeit eines mit der Geschwindigkeit v bewegten Körpers

$$v_{max} = \sqrt{\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{G}{F + b \cdot v}}$$

In dieser Formel ist b die Breite der Fläche. Nach ihr müßte z. B. ein drahtartiger Körper außerordentlich langsam fallen.

Zu richtigen Ergebnissen gelangt man, wenn man berücksichtigt, daß eine bewegte Platte während des Falles nicht senkrecht, sondern schräg von den Luftteilchen getroffen wird. In Abb. 92 besitzt die Fläche F eine wagerechte Geschwindigkeit v. Fällt sie mit der noch zu ermittelnden Geschwindigkeit v_m nach unten, so wird sie von den Luftteilchen in der Richtung v_r getroffen, die mit der Fläche den Winkel α einschließt.

[1]) Lößl. Die Luftwiderstandsgesetze. Wien.

Es bestehen dann die Beziehungen

$$v_r^2 = v^2 + v_m^2 \qquad \text{und}$$

$$\sin \alpha = \frac{v_m}{v_r}$$

Soll der erzeugte Luftwiderstand N gleich dem Gewicht G der Fläche sein, so muß sein

$$N = G = K \cdot F \cdot v_r^2 \cdot \sin \alpha$$

$$G = \frac{K F (v_m^2 + v^2) v_m}{\sqrt{v_m^2 + v^2}}$$

$$G^2 = K^2 F^2 v_m^2 (v_m^2 + v^2)$$

$$v_m^4 + v^2 \cdot v_m^2 = \frac{G^2}{K^2 F^2}$$

$$- v_m^2 = \frac{v}{2} + \sqrt{\frac{G^2}{K^2 F^2} + \frac{v^4}{4}}$$

Nimmt man zu dem Werte des letzten Beispiels, also $\frac{G}{F} =$ 10 kg/qm, eine Bewegungsgeschwindigkeit $v = 20$ skm an, so erhält man nach der letzten Gleichung

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{\frac{100}{0{,}04} + \frac{160000}{4}}$$

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{2500 + 40000}$$

$$v_m^2 = -200 + \sqrt{42500} = 6$$

$$v_m = \sqrt{6} = 2{,}45 \text{ skm.}$$

Betrage wieder das Gewicht des Fliegers 450 kg, so wird die erforderliche Schwebeleistung nach dieser Rechnung $\frac{450 \cdot 2{,}45}{75}$ = 14,70 PS, ein Wert, der recht gut mit den Erfahrungen übereinstimmt.

Auch mit der auf S. 99 abgeleiteten Formel stimmt dieser Wert überein. Setzt man, da der Wirkungsgrad η in der vorigen Formel vernachlässigt worden ist, diesen gleich 1, so erhält man für die Schwebeleistung, wenn man die obigen Werte in die Formel

$$L_{ps} = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} \qquad \text{einsetzt}$$

$$L_{ps} = \frac{450^2}{75 \cdot 45 \cdot 0{,}2 \cdot 20} = 15 \text{ PS.}$$

Aus beiden Formeln erhellt die außerordentliche Bedeutung der Fluggeschwindigkeit v. Ist sie klein, so ist die zum Schweben nötige Leistung groß. Es erklärt sich hieraus, daß eine Flugmaschine beim Anfahren auf unebenem Boden, wo außer dem Luftwiderstande noch die Boden- und Räderreibung zu überwinden

Digitized by Google

und der Wirkungsgrad der für die schnelle Fahrt gebauten Schrauben kleiner ist, häufig ihre Schwebegeschwindigkeit nicht zu erlangen vermag. In solchem Falle ist eine Abflugvorrichtung z. B. nach Art der Wrightschen nötig.

Die Formeln, die bisher für die erforderliche Motorleistung eines Fliegers aufgestellt wurden, vernachlässigten sämtlich den Stirnwiderstand, berücksichtigten also nur die Kraft, die für das Schweben erforderlich ist, und vernachlässigten die Kraft, die nötig ist, um dem Flieger ohne Rücksicht auf seinen Schwebezustand den erforderlichen Vortrieb zu verleihen.

Das Vorwärtskommen hindert außer der schon beim Schweben berücksichtigten Teilkraft der schrägen Fläche während des Fluges ausschließlich der Luftwiderstand des Fliegers, zu dem während der Fahrt auf dem Boden noch die Bodenwiderstände der Räder kommen. Der Luftwiderstand besteht aus dem Widerstand, den das Gestell, die Kanten der Tragflächen, der Motor und der Fahrer bieten. Er ist dem für das Schweben erforderlichen hinzuzurechnen. Seine Größe ist abhängig von der Größe der Flächen, von ihrer Gestalt, wozu auch der Grad der Glätte gehört, und von der Fluggeschwindigkeit.

Die Gesamtheit der Flächen aller dieser Teile kann man sich durch eine einzige ebene Fläche ersetzt denken, die senkrecht zur Flugrichtung steht und deren Widerstand dem aller Flugmaschinenteile gleich ist.

Nennt man diese Stirnfläche f, so ist der durch sie erzeugte Widerstand der Stirnwiderstand S des Apparates

$$S = K \cdot f \cdot v^2$$

und die beim Fluge durch ihn verzehrte Leistung

$$L^s_{ps} = K \cdot f \cdot v^3$$

Die gesamte erforderliche Vorschubkraft ist demnach

$$H + S = G \operatorname{tang} \alpha + Kfv^2$$

und die Gesamtleistung

$$L + L^s = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} + \frac{K \cdot f \cdot v^3}{75 \cdot \eta}$$

η ist der Wirkungsgrad der gesamten Kraftübertragung. Der Ausdruck für die Leistung besteht also aus zwei Teilen, aus der Schwebeleistung L, die mit der Geschwindigkeit abnimmt, und der Leistung L^s zur Ueberwindung des Stirnwiderstandes, die mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit zunimmt.

Gewicht, Fläche, Leistung und Stirnwiderstand des Fliegers sind feste Größen, aber v kann man in gewissen Grenzen ändern. Verringert man v, indem man den Winkel zwischen Fläche und Flugrichtung, also den Flugwinkel vergrößert, so wächst damit die Schwebeleistung, während die Vortriebleistung abnimmt. Es

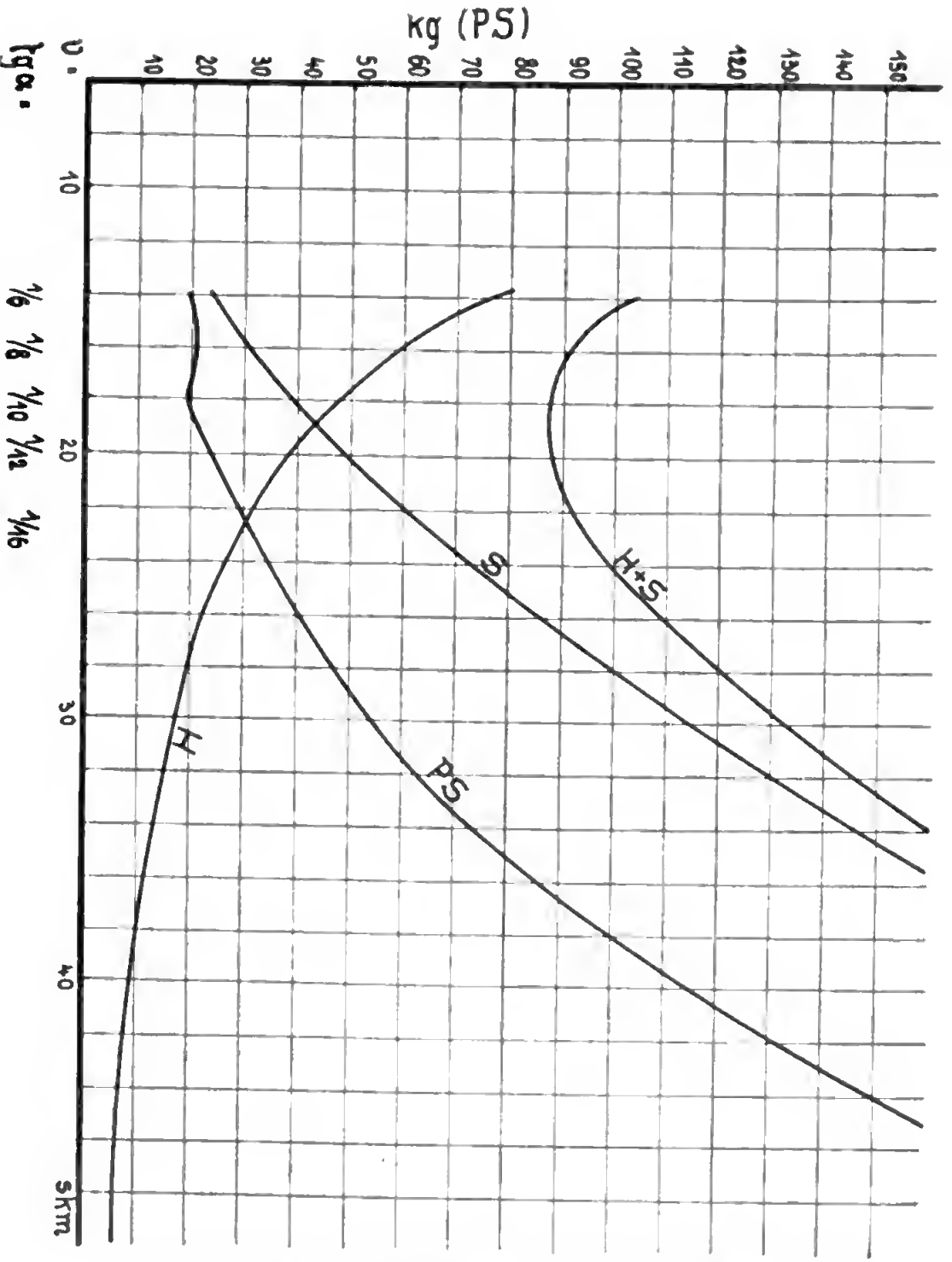


Abb. 93.

ist klar, daß es einen Flugwinkel und damit eine Geschwindigkeit v geben muß, für die die erforderliche Leistung am geringsten wird.

Aendert man in der letzten Gleichung die Werte für v und setzt für die andern Größen Werte ein, wie sie etwa den Wrightschen Fliegern entsprechen, $G = 480$ kg, $F = 60\,m^2$, $f = 1\,m^2$, so erhält man die Kurven der Abb. 93. Man erkennt den entgegengesetzten Verlauf der H- und S-Kurve, sowie, daß bei den angenommenen Werten der geringste Gesamtwiderstand bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 18 skm entstehen würde. Ferner ergibt sich dadurch die Forderung, zur Erreichung hoher Geschwindigkeiten den Stirnwiderstand möglichst klein zu halten, was durch Vermeidung unnützer Wände, durch Verwendung glatter Stoffes, geeigneter Querschnitte der Stäbe, durch Einkapselung von Motor und Fahrer u. dergl. zu erreichen ist.

Die zum Auftrieb des Fliegers nötige Leistung muß aber noch etwas größer sein, als soeben berechnet. Beim Anfahren müssen, wenn man sich nicht einer Vorrichtung nach Art der Wrightschen bedient, noch die Bodenwiderstände überwunden werden. Außerdem hat der Motor beim Aufstieg noch die Steigeleistung aufzubringen. Diese ist gar nicht gering. Um sie zu ermitteln, nehme man an, daß der Flieger eine Steigung von 10 v. H. in der Luft müsse nehmen können, um Hügeln oder dergleichen auszuweichen. Auf 10 m muß er also 1 m und auf 20 m, die als Sekunden-Geschwindigkeit des Fliegers angenommen werde, demnach 2 m steigen. Wiegt der Flieger 450 kg, so entspricht dies einer Steigeleistung von $\frac{450 \cdot 2}{75} = 12$ PS, ist also erheblich und um so mehr zu berücksichtigen, als wegen des Wirkungsgrades von $\eta = 0{,}5$ vom Motor das Doppelte aufzubringen ist.

Hiergegen kommt der Mehrbedarf an Kraftleistung beim Befahren von Kurven nicht in Betracht und kann, da man meist doch nicht nötig hat, in der Kurve auch noch zu steigen, vernachlässigt werden. Die Kraftverhältnisse in der Flugkrümmung werden gelegentlich (S. 126) besprochen werden. Der Mehrbedarf an Leistung in der Kurve ergibt sich aus der Ueberlegung, daß bei dem in der Kurve geneigten Flieger der Luftwiderstand, der auf der Fläche senkrecht bleibt, in demselben Winkel geneigt ist wie der Flieger, um, wie auf S. 126 gezeigt ist, eine Teilkraft der Zentrifugalkraft entgegenzustellen. Diese beträgt z. B. bei 450 kg, $v = 20$ skm und einer Wegkrümmung von 100 m Radius $\frac{Mv^2}{r} = \frac{450 \cdot 400}{10 \cdot 100} = 180$ kg. Die 450 kg Gewicht bleiben senkrecht. Die Schlußlinie in dem Kräftedreieck ist dann $\sqrt{180^2 + 450^2} = 483$ kg.

Bei der Berechnung der Schwebeleistung würden demnach 483 statt 450 kg in die Rechnung einzuführen sein; sie würde in dem Verhältnis $\frac{483^2}{450^2} = 1{,}15$ zunehmen, muß also 15 v. H. größer sein.

Man dürfte nicht fehlgreifen, wenn man bei Entwürfen den erforderlichen Vortriebdruck zu $^1/_6$ des Fliegergewichts annimmt.

f) Andere Berechnungsweisen der Tragkraft.

Der Gedankengang, den man, abweichend von dem bisher befolgten, sonst mehrfach zur Berechnung von Tragflächen und Leistungen eingeschlagen hat, beruht darauf, daß man sich sagt, um einen Körper in der Schwebe zu halten, sei zwar keine Energie nötig, da das Potential des Körpers in bezug auf die Erde nicht geändert wird. Da dem Körper indessen ein Stützpunkt fehlt, so muß der Gegendruck durch den Reaktionsstoß nach unten geschleuderter Körperteilchen, zumeist Luftteilchen, erzeugt werden.

Abb. 94.

Hierbei begeht man meist den Fehler, nur die Unterseiten der Tragflächen als wirksam anzusehen, während doch eine unten ebene Tragfläche, deren Oberseite gewölbt ist, etwa nach Abb. 94, durch die über sich erzeugte Luftverdünnung auch hebend wirken kann. Zur Begründung dieser Ansicht sei auf eine Luftschraube hingewiesen, die Lilienthal angefertigt hatte und die in beiden Drehrichtungen hebend wirkte. In weit höherem Maße wirkt natürlich die Oberseite einer gewöhnlichen gewölbten Tragfläche durch die Erzeugung eines Unterdruckes, so daß mit dieser Tatsache alle nur die Unterseite berücksichtigenden, auf den Rückstoß nach unten geschleuderter Luftteilchen beruhenden Rechnungen hinfällig sind.

Hierzu kommt, daß man nie weiß, wieviel Luft anstatt senkrecht nach unten geschleudert zu werden, nur in Wirbelung versetzt wird und dadurch nicht tragend, sondern nur Arbeit verzehrend wirkt. Die Rechnungsergebnisse sind daher auch stets durch Erfahrungszahlen berichtigt. Aus diesem Grunde ist die elementare Art der Rechnung, die sich von vornherein auf die Erfahrungswerte stützt, hier am meisten berücksichtigt worden.

Die Rechnungsweise, die von den nach unten geschleuderten Luftteilchen ausgeht, ist folgende:[1])

Sei F der Querschnitt des nach unten gerichteten Luftstroms, den die Tragflächen ergeben, in qm, seine spez. Masse $\frac{\gamma}{g}$, seine Geschwindigkeit c, so muß eine Masse $c F \frac{\gamma}{g}$ in der Sekunde auf die Geschwindigkeit c beschleunigt werden. Hierzu ist eine Leistung von

$$L = \frac{F \gamma c^3}{g \cdot 2}$$

erforderlich.

Der hierdurch erzeugte Beschleunigungsdruck ist

$$\int d P = \int m \frac{dc}{dt} dt = \frac{F \gamma}{g} c^2$$

Da der Druck gleich dem Gewicht sein muß, das durch ihn schwebend erhalten werden soll, so muß die Beziehung bestehen

$$G = \frac{F \gamma}{g} c^2.$$

Hieraus ergibt sich

$$c = \sqrt{\frac{G g}{F \cdot \gamma}} \text{ und } L = \frac{G \cdot c}{2} = \frac{G}{2} \sqrt{\frac{G g}{F \gamma}} = \frac{1}{2} G^{3/2} \left(\frac{g}{F \gamma}\right)^{1/2} \text{ in smkg.}$$

Wäre der Luftstrom nicht senkrecht nach unten gerichtet, sondern wiche er von der Senkrechten um den Winkel β ab, so erhielte man für die erforderliche Leistung

$$L = \frac{G}{2 \cos \beta} \sqrt{\frac{G g}{F \gamma \cos \beta}} = \frac{1}{2} \left(\frac{G}{\cos \beta}\right)^{3/2} \left(\frac{g}{F \gamma}\right)^{1/2}$$

Wendet man diese Gleichungen auf die gekrümmte Tragfläche an, die einen Luftstrom von der Breite b und der Höhe h ablenkt, wenn sie mit der Geschwindigkeit v bewegt wird, so ergibt sich die absolute Austrittgeschwindigkeit des Luftstroms

$$c = 2 \cdot v \cdot \sin \frac{\alpha}{2}$$

α ist der Winkel der Tangenten zwischen den Ein- und Austrittstellen der Fläche.

Da man die Fläche am Ende aber zweckmäßig elastisch macht und vielleicht etwas nach oben krümmt, so wird der in die Rechnung einzusetzende Wert von α dadurch sehr unsicher.

Die Austrittgeschwindigkeit schließt mit der Senkrechten den Wert $\frac{\alpha}{2}$ ein. Es ergibt sich nach Einsetzung der Werte in die Gleichung für die Leistung

[1]) vgl. Zeitschrift d. V. d. Ing. 1909 No. 8 und 9; ebenso Zeitschrift des österr. Ing und Arch. Vereins, 1903 No. 42 und 43.

$$L = \frac{G}{2\cos\frac{\alpha}{2}}\sqrt{\frac{G\,g}{\frac{hb}{2\sin\frac{\alpha}{2}} - \gamma\cos\frac{\alpha}{2}}} = G\sqrt{\frac{G\,g}{hb\gamma}}\cdot\sqrt[4]{\frac{(1-\cos\alpha)}{(1+\cos\alpha)^3}}$$

$$v = \sqrt{\frac{G\,g}{hb\gamma}}\cdot\sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}}$$

Die Werte $\sqrt[4]{\frac{1-\cos\alpha}{(1+\cos\alpha)^3}}$ und $\sqrt{\frac{1}{\sin\alpha}}$ müssen zu 0,4 angenommen werden. Dann erhält man z. B. für den Wrightschen Flieger $G = 410$ kg mit Führer, $h \cdot b = 37{,}5$ qm, $\alpha = 20^0$ (?)

$$L = \frac{410}{75}\sqrt{\frac{410\cdot 2{,}81}{3{,}75\cdot 1{,}3}}\cdot 0{,}38 = 18{,}8 \text{ PS.}$$

Man erkennt, daß die sich ergebenden Formeln für den praktischen Gebrauch nicht bequem sind. Dazu kommt ihre Unsicherheit in der Ableitung, so daß die zu Anfang der Rechnungen ausgesprochene Behauptung, die Formeln anders als elementar abzuleiten, sei nicht zweckmäßig, hiermit begründet sein dürfte.

Prüft man die letztgenannten Formeln an praktischen Fällen, so ergibt sich z. B. bei dem von Voisin erbauten Farmanschen Apparat ein Flugwinkel von 24°. Dieser Winkel ist etwa der, den die Tragflächen des ruhenden Fliegers mit dem Boden einschließen. Sobald der Apparat aber angefahren ist, heben sich die Hinterräder vom Boden ab, wodurch der Winkel erheblich kleiner wird. Mit diesem Flächenwinkel muß der Flieger dann natürlich auch auffliegen. Dazu kommt, daß die Brüder Voisin den Flugwinkel selbst nach kinematographischen Aufnahmen auf 1 bis 2° gemessen haben. Manchmal war der Winkel sogar negativ, was sich aus aufsteigenden Luftströmen erklären läßt.

4. Anwendung der Luftwiderstandsgesetze auf die Luftschrauben.

a) Ableitung der Formeln.

Die Gleichungen für die Luftschrauben kann man nach ganz ähnlichen Grundsätzen ableiten, wie für die Flugflächen. Unter Berücksichtigung der Tatsache, daß man noch keine völlig befriedigende Theorie für die Wasserschrauben hat, kann man sich wohl mit der hier entwickelten, etwas sehr elementaren zufrieden geben, um so mehr, als die nachher durchzurechnenden Beispiele eine ausreichende Uebereinstimmung mit bekannten Ausführungen zeigen.

Der Neigungswinkel der Schraubenfläche gegen die Drehrichtung wird zweckmäßig in der Nähe der Nabe größer gehalten und nimmt nach außen hin ab. Da die Umfangsgeschwindigkeit der einzelnen Schraubenpunkte mit dem Radius r und damit der Luftdruck auf die Flächeneinheit mit dem Quadrat des Radius wächst, so kann man durch geeignete Größe der jeweiligen Neigungswinkel erreichen, daß die Flügelfläche einen Körper mit gleichmäßig verteilter Last darstellt. Der Druckmittelpunkt liegt dann im Schwerpunkt der Flügelfläche. Unter dieser Annahme ist der Weg der Fläche bei einer Umdrehung der ihres Schwerpunktes, dessen Abstand von der Drehachse r ist, $= 2\,r\,\pi$ und ihre Geschwindigkeit

$$v = \frac{2\,r\,\pi\,n}{60} = \frac{r\,\pi\,n}{30}$$

Bei Triebschrauben, die gleichzeitig mit der Drehung noch eine fortschreitende Bewegung ausführen, ist der in die Rechnung

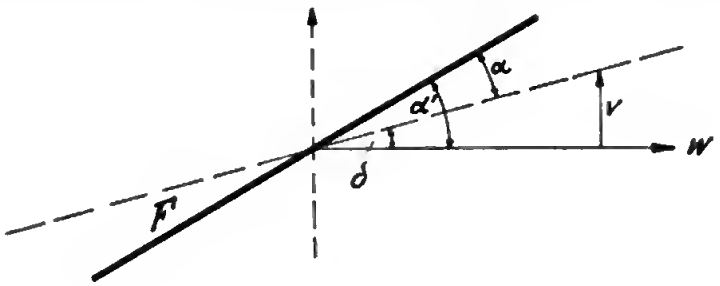


Abb. 95.

eingehende Winkel α von dem Konstruktionswinkel α', dem Neigungswinkel der Fläche gegen die Drehebene verschieden. In Abb. 95 bedeutet F einen Schnitt durch die Flügelfläche, die in der Richtung und Geschwindigkeit w gedreht werde. Bewegt sich nun die Schraubenachse selbst mit der Geschwindigkeit v, so würde, wenn die Fläche die Lage der gestrichelten Linie hätte, also mit w den Winkel δ bildete, kein Druck auf sie ausgeübt werden. Für die Erzeugung der Luftdruckwirkung kommt daher nur der Winkel $\alpha' - \delta = \alpha$ in Frage. Die Schraubensteigung muß also um so höher sein, je größer die Fahrgeschwindigkeit ist. Auch ist ohne weiteres einzusehen, daß der Achsdruck beim Stillstand des Fahrzeugs, also im Augenblick des Anfahrens, größer als während des Fluges ist.

Der Winkel δ ergibt sich aus der Beziehung

$$\text{tang}\,\delta = \frac{v}{w}$$

Für die Betrachtung wählen wir jetzt den Wert des Winkels α,

der sich im Abstand r von der Drehachse, also im Druckmittelpunkt befindet. Ist in dem Schnitt der Abb. 96

A der Achsdruck und
P die Umfangskraft,

so ergibt sich aus dem Kräfteplan

$$\text{I.} \quad \frac{A}{N} = \cos \alpha$$

$$\text{II.} \quad \frac{P}{N} = \sin \alpha$$

$$\text{III.} \quad \frac{P}{A} = \operatorname{tang} \alpha$$

Nach der vorhin aufgestellten Gleichung für Schrägflächen (S. 89) ergibt sich

$$N = F \cdot K \cdot v^2 \cdot \sin \alpha.$$

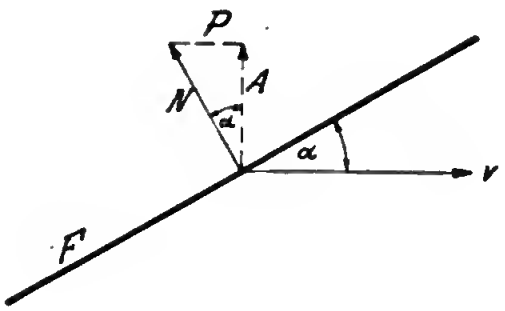


Abb. 96.

Nun ist die Leistung L der Schraube

$$L_{ps} = \frac{P \cdot 2\,r\,\pi \cdot n}{60 \cdot 75}$$

Daraus wird

$$P = \frac{30 \cdot 75 \cdot L}{r\,\pi\,n}$$

Setzt man nun in die aus III sich ergebende Gleichung

$$A = \frac{P}{\operatorname{tang} \alpha}$$

den für P gefundenen Wert ein, so ergibt sich

$$A = \frac{75 \cdot 30\,L}{r\,\pi\,n \cdot \operatorname{tang} \alpha}$$

Aus der Gleichung I erhält man

$$\cos \alpha = \frac{A}{N} = \frac{A}{F \cdot K \cdot v^2 \sin \alpha}$$

$$\sin \alpha \cdot \cos \alpha = \frac{A}{F \cdot K \cdot v^2} = \frac{A \cdot 30^2}{F \cdot K \cdot r^2\,\pi^2 \cdot n^2}$$

Da für kleine Winkel $\sin\alpha \cdot \cos\alpha = \operatorname{tang}\alpha$ gesetzt werden kann, erhält man bei Einsetzung dieses Wertes in die obige Gleichung und durch Umformung

$$A = \frac{30 \cdot 75\ L \cdot F \cdot K \cdot r^2 \cdot \pi^2 \cdot n^2}{r \cdot \pi \cdot n \cdot A \cdot 30^2}$$

$$A^2 = 75 \cdot L \cdot F \cdot K \frac{r\,\pi\,n}{30} = 75 \cdot L \cdot F \cdot K \cdot v$$

Die zu einem bestimmten Druck A erforderliche Leistung ist hieraus

$$L_{PS} = \frac{30\ A^2}{75 \cdot K \cdot F \cdot r \cdot \pi \cdot n} = \frac{30}{75\ K} \cdot \frac{A}{F} \cdot \frac{A}{v}$$

Für langsam laufende und sehr gut gebaute Schrauben kann man K wie bei Tragflächen gleich 0,2 setzen, für schnellaufende indessen wegen der größeren Luftwirbel, der Flächenreibung und des Stirnwiderstandes nur etwa 0,125.

Es ist nicht vorteilhaft, die Breite der Fläche F größer als $^1/_3$ der Länge eines Schraubenflügels zu machen; es ist also zu raten, etwa dieselben Verhältnisse, wie bei den Tragflächen innezuhalten auf Grund der vorhin erwähnten Langleyschen Versuche. Ferner muß der Abstand der aufeinander folgenden Schraubenflügel vielmal größer als die Flügelbreite sein, da sonst der Flügel in schon bewegte Luft gerät.

Eine andere Formel für den Achsschub der Luftschrauben hat Wellner[1]) aufgestellt:

$$A = (a \cdot D \cdot L)^{2/3}$$

D ist hierbei der äußere Schraubendurchmesser, L die Leistung in PS und a ein Faktor, der zwischen 9 und 11, je nach der Güte der Schraube angenommen werden kann.

Vielfach ist es auch üblich, die Schrauben als Ventilator zu berechnen auf Grund eines ähnlichen Gedankenganges, wie er bei den Tragflächen gezeigt worden ist. Nun liegen die Verhältnisse bei einer Luftschraube aber durchaus anders als beim Ventilator. Während es bei diesem darauf ankommt, möglichst viel Luft zu fördern, ohne Rücksicht auf den auftretenden Achsschub, ist es einem bei einer Schraube gleichgiltig, wieviel Luft gefördert wird, wenn nur der Achsdruck möglichst groß ausfällt. Es ist durchaus nicht ausgemacht, daß beides, geförderte Luftmasse und Druck einander proportional seien. Vielmehr ist wohl eine Schraube denkbar, die einen starken Achsschub liefert, während die umgebende Luft nur wenig von der Stelle bewegt wird. Stellt man sich z. B. den Fall vor, daß die Luft auf der einen Seite der Schraube verdichtet, auf der andern verdünnt

[1]) Illustr. aeron. Mittlgn. 1908. Heft 8.

werde, was ja auch in Wirklichkeit der Fall ist, so kann man sich wohl denken, daß hinter dem Flügel die beiden Drucke sich ausgleichen, ohne daß Luft von der Stelle gefördert wird.

Obwohl es demnach nicht richtig erscheint, eine Hubschraube als Ventilator aufzufassen, sei an dieser Stelle doch zum Verständnis des bei einer solchen Rechnung verfolgten Gedankenganges eine solche durchgeführt.[1])

Die Luftmasse m werde von der Schraube mit der Geschwindigkeit v nach unten getrieben. Dadurch wird ein Druck $P = m \cdot v$ erzeugt. (Kraft = Masse · Geschwindigkeit.) Das Volumen der Luft mit der Masse m erhält man aus der bekannten Beziehung: Gewicht = Volumen · spez. Gewicht zu $\frac{m \cdot g}{\text{spec. Gew.}}$; da das Gewicht eines Raummeters Luft rd. 1,29 kg und die Erdbeschleunigung g 9,81 m beträgt, erhält man als zu bewegendes Luftvolumen $W = 8 \cdot m$.

Da ferner nach der vorigen Beziehung $P = m \cdot v$ ist, so ist

$$W = 8 \cdot \frac{P}{v} \quad (P \text{ in kg, } v \text{ in m, } W \text{ in cbm}).$$

Der Querschnitt dieses sekundlich nach unten zu schleudernden Volumens ergibt sich, wenn man es durch die Anzahl der Geschwindigkeitsmeter teilt, zu

$$F = \frac{W}{v} = 8 \frac{P}{v^2}.$$

Der Druck p in mm Wassersäule ergibt sich aus der für Ventilatorberechnungen üblichen Formel, nach der ist

$$v = 4\sqrt{p}$$

$$p = \left(\frac{v}{4}\right)^2.$$

Dies ergibt auf den Quadratmeter Fläche einen Gesamtdruck $K = p \left(\frac{v}{4}\right)^2 \cdot 8 \frac{P}{v^2}$ kg Die hierzu erforderliche Leistung L ist dann

$$L_{ps} = K \cdot v = \frac{P \cdot v}{2 \cdot 75} = \frac{P \cdot v}{150}$$

Nimmt man den Wirkungsgrad zu 0,5 an, so erhält man als erforderliche Leistung der Hubschraube

$$L_{ps} = \frac{P \cdot v}{75}$$

Zusammen mit der Gleichung $F = 8 \frac{P}{v^2}$ läßt dies die Verhältnisse überschauen.

[1]) Vgl. L'aerophile 1909.

Sei z. B. das Gewicht eines Fliegers 500 kg, und nimmt man für v den Wert von 10 skm an, so ergibt sich

$$L = \frac{P \cdot v}{75} = \frac{500 \cdot 10}{75} = 66{,}6 \text{ PS},$$

also das Dreifache dessen, was Wright in seinem Drachenflieger gebraucht. Die Fläche F ist $8 \frac{P}{v^2} = 8 \frac{500}{10^2} = 40$ qm. Es dürfte schwierig sein, eine Schraube mit solchen Abmessungen leicht genug zu bauen. Bringt man gegen F auf 10 qm, so erhält man eine Geschwindigkeit $v = 20$ m und $L = 133$ PS.

Diese Rechnungsart kann wohl einigen Anhalt für die Beurteilung der einschlägigen Verhältnisse ergeben, irgendeine praktische Bedeutung kommt ihr dagegen kaum zu.

Ein Begriff, der bei der Schraube noch eine Rolle spielt, ist ihre Steigung. Man versteht darunter, wie bei jeder Schraube, den Abstand zweier Gewindegänge. Natürlich ist er wegen der Kürze der Luftschraube nur in der Vorstellung vorhanden. Die Steigung der Schraube ist, wenn man sie auf den Schraubendurchmesser bezieht, eine andere Angabe für das Maß des Neigungswinkels α. Es wird empfohlen, der Schraube in allen Teilen ihres Durchmessers dieselbe Steigung zu geben, weil dann die Luftteilchen sämtlich mit der gleichen Geschwindigkeit geschleudert werden und sich nicht gegenseitig reiben. Indes dürfte es richtiger sein, die Steigungswinkel am Umfang kleiner zu halten.

Die Steigung der ausgeführten Luftschrauben beträgt 1,5 ihres Durchmessers und weniger. So betrug die Steigung der Schraube des neuen Antoinette-Eindeckers 1,30 m bei einem Durchmesser von 2,20 m.

b) Wirkungsgrad der Luftschrauben.

Unter Wirkungsgrad einer Vorrichtung versteht man ganz allgemein das Verhältnis der Nutzleistung zur aufgewandten Leistung. Nach dieser Definition ist es sinnlos, von dem Wirkungsgrad einer auf der Stelle sich drehenden Hubschraube zu sprechen. Da Arbeit bekanntlich das Produkt aus Kraft und Weg ist, und bei der in der Achsrichtung sich bewegenden Hubschraube in ihrer Kraftrichtung kein Weg vorhanden ist, ist ihre Hubleistung natürlich 0, demnach auch ihr Wirkungsgrad. Es ist aus dieser Ueberlegung heraus daher auch nicht einzusehen, daß nicht mittels Hubschrauben ein beliebig großer Druck mit jeder noch so geringen Leistung zu erzielen sein sollte. Der Widerspruch mit der Erfahrung löst sich, wenn man bedenkt, daß die Luft kein starrer Stützpunkt ist, und daß zur Erzeugung von Druck diese in Bewegung gesetzt werden muß.

Anders liegen die Verhältnisse bei der Triebschraube. Zur Vorwärtsbewegung eines Fliegers muß ein bestimmter Widerstand P überwunden werden, der sich, wie wir gesehen haben, aus dem Stirnwiderstand und der zum Heben nötigen Komponente des Luftwiderstandes an den Tragflächen zusammensetzt. Wird dieser Widerstand auf dem sekundlich zurückgelegten Wege v überwunden, so ist bei der Fortbewegung des Fliegers die Sekundenarbeit $L_t = P \cdot v$ geleistet worden. Hat der Motor die Leistung L_m, so ist der Wirkungsgrad der gesamten Vorrichtung

$$n = \frac{L_t}{L_m}$$

Den Wirkungsgrad der Schraube für sich erhält man natürlich erst, wenn man die Verluste berücksichtigt, die in der etwa vorhandenen Kraftleitung zwischen Motor und Schraube liegen.

Bisher ausgeführte gute Luftschrauben dürften einen Wirkungsgrad zwischen 0,6 und 0,8 haben. Weiteres über die Schrauben siehe S. 220.

c) Beanspruchungen der Schraubenteile durch andere Kräfte als den Luftwiderstand.

Dem Luftdruck, der sich über die gesamte Schraubenfläche verteilt, sind die Flügel ohne weiteres gewachsen. Das gleiche gilt indessen nicht von den anderen Kräften, die in der sich drehenden Schraube auftreten. So kann die Schwungkraft so hoch werden, daß ein Schraubenflügel von der Nabe fliegt, oder seine Nietung nachgibt, wenn die Umlaufzahl zu hoch wird. Wegen der nach der Formel $K = \frac{mv^2}{r}$ mit dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit zunehmenden Zentrifugalkraft sind unmittelbar auf der Motorwelle sitzende Schrauben nicht ganz unbedenklich, wenn die Anzahl der minutl. Umdrehungen über 2000 gesteigert werden soll. Jedenfalls ist es geraten, sich nicht in die Drehebene einer solchen Schraube zu begeben. Ob die Schraubenflügel aus Stahl oder Aluminium gefertigt sind, spielt in bezug auf die Schwungkraft keine große Rolle, da das Aluminium fast in demselben Verhältnis leichter wie seine Zugfestigkeit geringer ist.

Außer durch die Schwungkraft ist eine unmittelbar auf der Motorwelle sitzende Schraube auch noch durch die Kreiselkräfte bedeutend stärker gefährdet, als eine langsamer laufende untersetzte. Diese treten bei jeder Richtungsänderung des Fahrzeugs auf und beanspruchen außer den Flügeln auch die Schraubenachse. Es ist daher geraten, sie nicht zu kurz zu lagern, um dieses Biegemoment möglichst klein zu halten. Am schlimmsten ist diese

Art der Beanspruchung beim Anfahren auf unebenem Boden, wo die Stöße sehr plötzliche und erhebliche Richtungsänderungen der Schraubenachsen erzeugen und leicht einen Schraubenbruch herbeiführen können.

Eine untersetzte, große Schraube hat also nicht nur einen besseren Wirkungsgrad, sondern wird durch die Schwung- und die Kreiselkräfte so viel geringer beansprucht, daß es sich in den meisten Fällen lohnen dürfte, die Schwierigkeit der Untersetzungsvorrichtung in Kauf zu nehmen.

5. Rechnungsbeispiele.

1. Beispiel. Für den Gang einer Schraubenberechnung sei eine Schraube von 3 m Durchmesser gewählt, die von einem 20 PS-Motor mit 400 minutl. Umdrehungen getrieben werde. Der Flieger habe eine Geschwindigkeit von 20 skm. (Es sind natürlich 2 Schrauben mit gemeinsamem 40 PS-Motor dabei vorausgesetzt.)

Nach der Wellnerschen Formel ergibt diese Schraube einen Vortrieb von $A = (aDL)^{2/3} = (10 \cdot 3 \cdot 20)^{2/3} = 71{,}13$ kg.

Nimmt man den mittleren Durchmesser im Abstande von 1 m vom Drehpunkt und eine Gesamtfläche der beiden Flügel von 0,75 qm an, so erhält man eine Umfangsgeschwindigkeit von $v = \frac{\pi n}{30} = 42$ skm. Setzt man diese in die Formel S. 114 ein, so ergibt sich ein Achsdruck von $A = \sqrt{75 \cdot 20 \cdot 0{,}75 \cdot 0{,}125 \cdot 42^1} =$ 77 kg, also nahezu derselbe wie nach der Wellnerschen Formel.

Zur Berechnung der Steigung oder des Winkels, den die Schraubenfläche mit der Drehebene bildet, nehme man die Formel III von S. 113 $\operatorname{tang} \alpha = \frac{P}{A}$, in der $P = \frac{75 \cdot L}{v} = \frac{75 \cdot 20}{42} = 35{,}8$ kg ist. Es ergibt sich danach $\operatorname{tang} \alpha = \frac{35{,}8}{77} = 0{,}465$, was einem Winkel von 25° entspricht.

Denselben Wert (0,467) erhält man auch, wenn man $\operatorname{tang} \alpha$ aus $\sin \alpha \cdot \cos \alpha = \frac{A}{F \cdot K \cdot v^2}$ berechnet.

Zu diesem Wert von 25° muß man noch den Winkel δ addieren, bei dem die Schraube wegen der Fahrgeschwindigkeit wirkungslos läuft. Nach S. 112 ist $\operatorname{tang} \delta = \frac{v}{w} = \frac{20}{40} = \frac{1}{2}$, δ also 27°. Der mittlere Konstruktionswinkel, aus dem sich die Steigung der Schraube ergibt, ist hiernach $25° + 27° = 52°$. In der Schraubennabe ist dieser Winkel bei Holzschrauben nahezu 90°, während er am Flügelende fast 27° wird, um möglichst wenig Wirbel zu erzeugen.

2. Beispiel. Für den Wrightschen Flieger ergibt sich nach der Wellnerschen Schraubenformel für D = 2,5 und PS = 24 ein Gesamtschub der beiden Schrauben

$$A = 2\,(a\,D\,L)^{2/3} = 2\,(11 \cdot 2{,}5 \cdot 24)^{2/3} = 95{,}6 \text{ kg}.$$

Bei einem Durchmesser von D = 3 m ergeben sich

$$A = 2\,(11 \cdot 3 \cdot 24)^{2/3} = 107{,}8 \text{ kg}.$$

Nach der Formel S. 114 erhält man

$$A = 2\sqrt{75\,L \cdot F \cdot K \cdot v}$$

$$A = 2\sqrt{75 \cdot 24 \cdot 0{,}6 \cdot 0{,}125 \cdot 0{,}75 \cdot \pi \cdot 450}$$

$$A = 2\sqrt{4800} = 138 \text{ kg},$$

wobei aber zu berücksichtigen ist, daß der Wert F mit 0,6 qm vielleicht nicht ganz der Wirklichkeit entspricht.

3. Beispiel. Die letztere Schraubenformel sei ferner auf die Parseval-Schraube angewendet. Diese mit nur 300 Umdrehungen in der Minute laufende Schraube hat vier durch die Schwungkraft gespannt gehaltene Stofflächen von insgesamt 4 qm. Der sie treibende Motor leistet 100 PS. Der durch sie erzeugte Druck beläuft sich, wenn man den Schwerpunkt in 1,25 m Entfernung von der Drehachse annimmt, auf

$$A^2 = \frac{100 \cdot 75 \cdot 4 \cdot 0{,}125 \cdot 1{,}25 \cdot \pi \cdot 300}{30} = 147500$$

$$A = 384 \text{ kg}.$$

Er dürfte in Wirklichkeit indessen aus verschiedenen Gründen nicht so hoch sein.

4. Beispiel. Sehr eingehende Luftschraubenversuche hat u. a. Wellner gemacht. Eine seiner Schrauben hatte z. B. eine Fläche von 3,5 qm, die Geschwindigkeit v im Druckmittelpunkt betrug 40 skm und die beobachtete Hubkraft 65 kg. Setzt man die ersten Werte in unsere Schraubenformel ein, k mit 1,25, so erhält man $A^2 = 75 \cdot K\,F \cdot v = 75 \cdot 4 \cdot 1{,}25 \cdot 3{,}5 \cdot 40 = 5300$; $A = 73$ kg.

Die geringe Abweichung von 8 kg kann auf verschiedene Weise erklärt werden.

5. Beispiel. Bei der Beurteilung der Abmessungen eines Fliegers tut man gut, wie schon bemerkt, nicht nur das Verhältnis $\frac{G}{F}$ sondern auch $\frac{G^{1/2}}{F^{1/3}}$ nachzuprüfen. Beim Wrightschen Flieger ist dieser letztere z. B.

$$\frac{\sqrt{500000}}{\sqrt[3]{200000}} = \frac{707}{79{,}3} = 8{,}9,$$

ein Wert, der mit dem der großen Vögel gut übereinstimmt.

6. Beispiel. Ein Flieger (Abb. 97), über dessen Abmessungen wir zuverlässige Angaben besitzen, ist der des Haupt-

manns Ferber: Das Gewicht betrug 400 kg, der Motor leistete angeblich 50 PS, die Tragflächen maßen 40 qm. Nach diesen Angaben mußte der Flieger sich erheben bei einer Geschwindigkeit

$$v = \frac{G^2}{75 \cdot F \cdot K \cdot L \cdot \eta}$$

$$v = \frac{400 \cdot 400}{75 \cdot 40 \cdot 0{,}2 \cdot 50 \cdot 0{,}5} = 10{,}7 \text{ m}.$$

Er flog in der Tat bei 11 m.

Abb. 97. Flieger des französ. Hauptmanns Ferber.

7. Beispiel. Rechnet man in derselben Weise den Farmanschen Apparat (Abb. 98) durch, der 55,8 qm Fläche bei einem Gewicht von 500 kg hatte, und der bei 16 skm flog, so erhält man einen Flugwinkel

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{500}{0{,}2 \cdot 55{,}8 \cdot 256} = 0{,}175, \text{ eine Triebkraft von}$$

$T = G \cdot \operatorname{tg} \alpha = 500 \cdot 0{,}175 = 87{,}5$ kg, und eine Antriebsleistung von

$$L_{PS} = \frac{T \cdot v}{75 \cdot n} = \frac{87{,}5 \cdot 16}{75 \cdot 0{,}5} = 37{,}30 \text{ PS}.$$

die der Leistung des benutzten Antoinette-Motors auch etwa entspricht.

8. Beispiel. Prüft man nun seine zweiflüglige Schraube durch, deren Fläche F zu 0,6 qm bei $n = 1400$ angegeben wird, und deren Geschwindigkeit im Druckmittel 90 skm bei einer

Leistung von 30 PS betragen haben soll, so ergeben diese Werte einen Druck von

$$A = \sqrt{75 \cdot 30 \cdot 06 \cdot 0{,}125 \cdot 90} = \sqrt{15200} = 123 \text{ kg}.$$

Abb. 98. Voisin-Flieger Farmans.

Da er nur 87,5 kg nach der vorigen Rechnung nötig hatte, so würde sich, wenn alle Angaben stimmen, ein schlechter

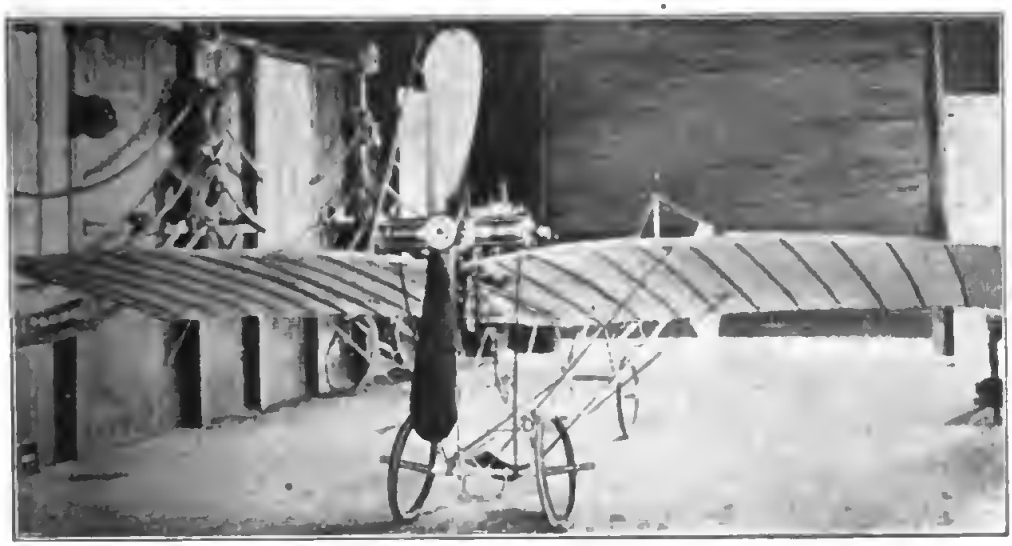


Abb. 99. Eindecker von Santos Dumont (Vorderansicht).

Wirkungsgrad entweder der Schraube, oder auch des Fliegers herausstellen.

9. Beispiel. Wagen wir es nun, in die Zukunft zu sehen und den neuen, noch nicht erprobten Flieger von Santos Dumont

(Abb. 99 und 100) aus seinen Angaben heraus zu beurteilen: G = 150 kg, F = 9 qm, PS = 24. Er soll bei etwa 16 skm fliegen.

$$\frac{F^{1/2}}{G^{1/3}} = 5{,}65,$$

was zulässig ist,

$$\text{tang } \alpha = \frac{150}{0{,}2 \cdot 9 \cdot 256} = 0{,}325$$

Die erforderliche Leistung wird

$$L_{PS} = \frac{G_2}{75 \cdot F \cdot K \cdot v \cdot \eta} = \frac{150^2}{75 \cdot 9 \cdot 0{,}2 \cdot 16 \cdot 0{,}5} = 21 \text{ PS}$$

Es ist also recht wohl möglich, daß der Apparat sich in die Luft erhebt.

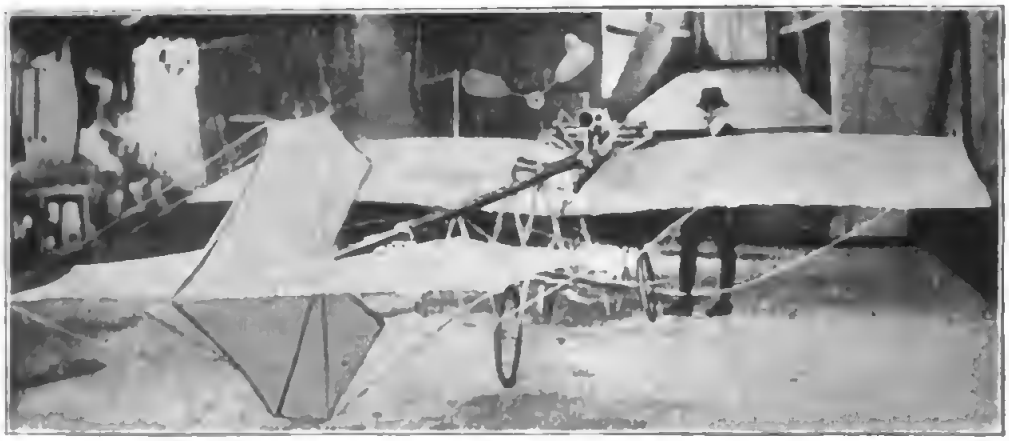


Abb 100. Eindecker von Santos Dumont (Ansicht von hinten).

10. Beispiel. Zu einem wesentlich anderen Ergebnis gelangen wir bei dem „fliegenden Fisch" Farmans. Seine Abmessungen sind G = 600 kg, F = 24 qm, PS = 50. Er würde erst auffliegen bei einer Geschwindigkeit

$$v = \frac{600^2}{75 \cdot 24 \cdot 0{,}2 \cdot 50 \cdot 0{,}5} = 40 \text{ skm}$$

Bei einer Auffluggeschwindigkeit von v = 11 skm müßte seine Leistung sein

$$L_{PS} = \frac{600^2}{75 \cdot 24 \cdot 0{,}2 \cdot 11 \cdot 0{,}5} = 180 \text{ PS}$$

Es ist demnach so gut wie sicher, daß dieser „fliegende Fisch" nur wie ein Fisch fliegen wird.

6. Lenkung der Flugfahrzeuge.

a) Zweck und Arten der Steuervorrichtungen.

Eine Flugmaschine, die frei im Raume schwebt, muß um alle drei Raumachsen lenkbar sein. Ein Wasserschiff braucht nur um seine senkrechte Querachse drehbar zu sein, also nur eine

Seitensteuerung zu besitzen, da seine unerwünschten Abweichungen um die andere Achse nie so groß sind, daß sie durch den Führer berichtigt werden müßten. Bei einem kleineren Segelschiff aber wirkt man einer zu starken Drehung um die Längsachse durch Aenderung der Segelstellung, Nachlassen der Leine oder dergl. entgegen. Ebenso muß man bei einem Gasluftschiff die Steuerung

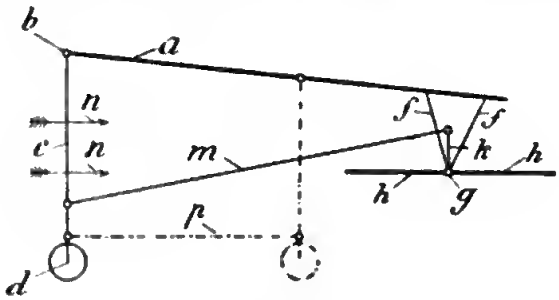


Abb. 101.

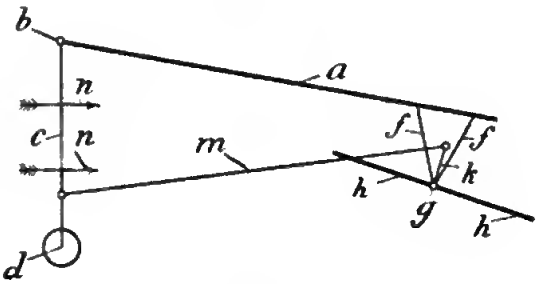


Abb. 102.

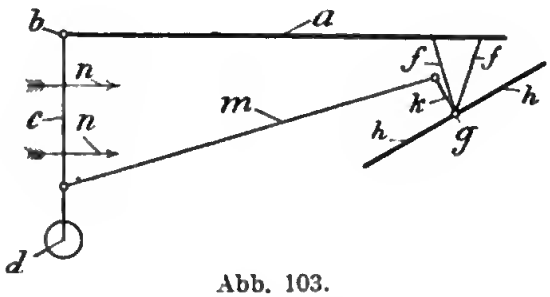


Abb. 103.

um zwei Achsen, außer um die senkrechte Querachse, noch um die wagerechte Querachse bewirken können. Ein Luftschiff bedarf also außer dem Seitensteuer noch eines Höhensteuers. Ein Flugschiff endlich muß außer mit diesen Einrichtungen noch mit solchen zur Aenderung seiner Schräglage, also mit einem „Schrägsteuer" ausgerüstet sein.

Eine völlig selbständige Stabilität, also ein völlig selbständiges Innehalten der gewollten Fahrrichtung und -lage ist

bei einem Luftschiff noch weniger möglich, als bei einem Segelschiff. Wollte man ein solches ohne Steuermann dem Winde preisgeben, so würde es sicher nicht weit kommen. Noch viel weniger ist dies bei einem Luftschiff angängig, das seine Lage um alle drei Raumachsen ändern kann. Daher sind alle Vorrichtungen zur selbsttätigen Steuerung verwerflich.

Eine solche selbsttätige Einstellung des Höhensteuers besitzt z. B. Ellehammer. Sie ist auf den Abb. 101, 102 und 103 dargestellt. a ist die Tragfläche. Im Punkte b hängt an der Stange c der Sitz d des Fahrers. Die Stellung der Abb. 101 ist die der normalen Fahrt, die von rechts nach links verläuft. Die Pfeile zeigen also die Windrichtung an. Hebt sich nun der Flieger vorn, so verstellt sich, da die Stange n senkrecht bleibt, das Höhensteuer, wie in

Abb. 104. Flieger von Ellehammer.

Abb. 102. Es bekommt Unterwind und sucht den Apparat hinten zu heben. Das Umgekehrte ist in Abb. 103 der Fall. Hier sucht das Höhensteuer den vorn niedergehenden Apparat aufzurichten. Diese auf den ersten Blick verständig aussehende Vorrichtung hat sich indessen so wenig bewährt, daß Ellehammer mit den Beinen beim Fahren die Stellung des Höhensteuers fortgesetzt dämpfen und berichtigen muß. Die ganze Vorrichtung ist also überflüssig.

Der Ellehammersche Flieger ist in seiner letzten Gestalt auf Abb. 104 gezeigt, trotz seiner unbedeutenden Leistungen, weil Ellehammer wahrscheinlich noch vor Santos Dumont, also als der erste Europäer geflogen ist.

Ein Steuer wirkt bekanntlich in der Weise, daß der bewegte Körper unsymmetrisch wird und seiner Fortbewegung verschieden großen Widerstand auf verschiedenen Seiten einer seiner Achsen entgegensetzt. Je weiter eine Steuerfläche vom Schwerpunkt

entfernt ist, um so kräftiger ist ihre Steuerwirkung. Selbstverständlich hängt die Steuerwirkung außer von der Größe der Steuerfläche noch von der Fahrgeschwindigkeit ab. Ein Flieger, der aus irgendeinem Grund, z. B. weil er infolge falscher Steuerung aufgebäumt hat, seine Geschwindigkeit einbüßte, ist in diesem Augenblick natürlich vermittels seiner Steuerflächen nicht mehr zu lenken. In solchem Falle könnte höchstens noch eine Schwerpunktverlegung wirksam sein.

Im allgemeinen ist es nicht ratsam, einen Flieger durch Verlegung seines Schwerpunktes zu steuern. Die ersten Gleitflieger, die von Lilienthal (Abb. 6 und 7), wurden dadurch gesteuert, daß man die Beine auf die Seite brachte, die der entgegengesetzt war, nach der der Flieger kippte. Eine solche Steuerungsweise ist nur bei kleinen Apparaten verwendbar, wie eine einfache Rechnung zeigt, und dann wirkt sie auch nicht kräftig genug. Aus diesem Grunde sind Unfälle mit Gleitfliegern daher häufig bei solchen Apparaten vorgekommen, die durch Schwerpunktverlegung steuerten. Es sei daher an dieser Stelle ausdrücklich gefordert, daß auch Gleitflieger, die zu Sportzwecken oder wegen ihrer geringeren Geschwindigkeit zur Vorübung für das Fliegen mit Kraftfliegern dienen sollen, mit allen Lenkvorrichtungen der Kraftflieger ausgestattet seien.

Es fragt sich nun, welchen Weg ein gesteuertes Schiff einschlägt. Für das Steuern von Wasserschiffen hat schon Euler Gleichungen aufgestellt. Dabei hat er u. a. die vereinfachende Annahme gemacht, daß das Schiff keine Wassermassen mitschleppe. Die Lösungen der mit Hilfe dieser Annahme gemachten Gleichungen haben indessen keinen praktischen Wert. Es ist daher klar, daß es noch weniger Sinn hat, für die Steuerung eines Luftschiffs die Bewegungsgleichungen aufzustellen. Es genügt vielmehr, sich über die zur Herbeiführung einer Richtungsänderung nötigen Größen klar zu werden. Wird ein Flugschiff aus seiner Lage gedrängt, so sucht der Schwerpunkt vermöge seiner Trägheit die alte Richtung beizubehalten, während sowohl die Triebkraft als auch der Luftdruck auf die Tragflächen ihre Richtung ändern. Die Folgen sind recht zusammengesetzte und in ihrer Gesamtwirkung nicht sofort zu überschauende Verhältnisse.

b) Das Seitensteuer und der Einfluß der Lenkung auf den Kraftbedarf.

Als Beispiel sei an dieser Stelle auf die Drehung eines Flugschiffes um eine senkrechte Achse bei der Seitensteuerung hingewiesen, um einen Ueberblick über die Größe der Krümmung zu gewinnen, die man befahren kann, ohne eine gefährliche

Schrägstellung des Apparates befürchten zu müssen. So wie ein Wagen nur dann in einer Kurve fahren kann, wenn die Bodenreibung genügenden Widerstand gegen die alte Steuerrichtung geben kann, aus der man heraus will, oder mit anderen Worten der Zentrifugalkraft zu widerstehen vermag, ebenso kann ein Flieger nur dann wenden, wenn er genügend großen Luftwiderstand in der alten Fahrrichtung oder in der Richtung findet, in der ihn die Zentrifugalkraft treiben würde. Den Widerstand liefern dem Flieger die Tragflächen, wenn er sich wie die Vögel mit dem innern Flügel nach unten neigt. Diese Lage sucht der Flieger schon von selbst dadurch einzunehmen, daß der Schwerpunkt von der Zentrifugalkraft nach außen getrieben wird, während der Widerstand an den Tragflächen etwas höher an-

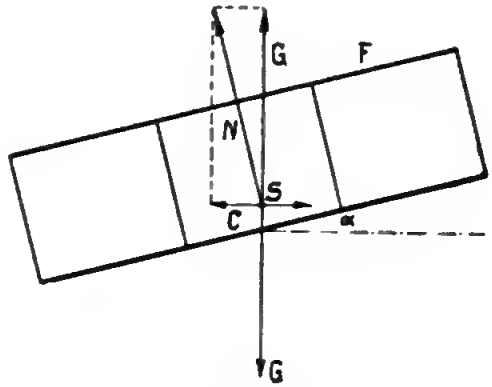


Abb. 105.

greift. Die Größe der Neigung muß durch das Schrägsteuer, auf das nachher näher eingegangen werden soll, verstärkt oder geschwächt werden.

Abb. 105 zeigt einen Doppeldecker in der Kurve. Damit er in der Kurve bleibe, muß seine Zentrifugalkraft durch eine Komponente des Tragdrucks N aufgehoben werden. Die andere Teilkraft des Luftdrucks trägt das Gewicht G. Man erkennt ohne weiteres, daß in der Kurve eine größere Hubkraft der Tragfläche erforderlich ist, um das Gewicht aufzuheben, daß also ein Apparat, der gerade noch schwebt, in einer Kurve sinken muß.

Im Falle des Gleichgewichts in der Kurve ist der Kräftezug geschlossen. Dann ist

$$\frac{C}{G} = \text{tang } \alpha$$

$$\frac{mv^2}{r\,G} = \text{tang } \alpha,$$

worin r der Krümmungsradius der durchfahrenen Kurve und v die Fluggeschwindigkeit bedeuten.

$$\frac{G\,v^2}{g \cdot r \cdot G} = \text{tang } \alpha$$

$$\frac{v^2}{rg} = \text{tang } \alpha.$$

Beträgt z. B. die Fluggeschwindigkeit v 20 skm, so ist, wenn man eine Neigung des Fliegers von 30° zuläßt,

$$\frac{400}{r \cdot 10} = 0{,}577$$

$$r = \frac{40}{0{,}577} = 69{,}5 \text{ m}.$$

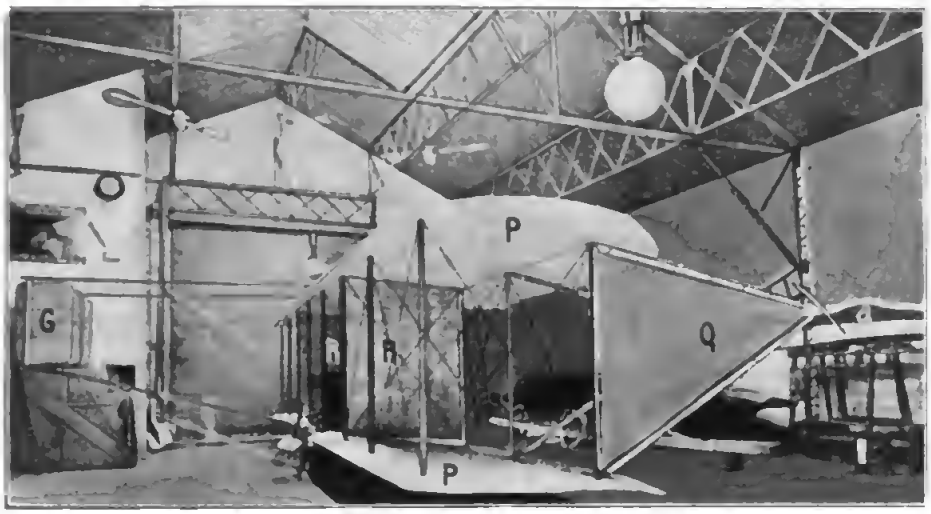


Abb. 106. Doppeldecker von Blériot mit vorderem Seitensteuer.

Der zu durchfahrende Bogen ist demnach ziemlich groß. Die Schwächung der Hubkraft ist in ihr recht bedeutend; sie verhält sich zu der bei gerader Fahrt wie

$$\frac{N}{N \cos \alpha} = \frac{1}{\cos 30^0} = \frac{1}{0{,}866}$$

Die Tragfähigkeit wird also um 13,4 v. H. geschwächt. Der durch die Kurve bedingte größere Kraftbedarf ist bei der Bemessung der Antriebsmaschinen gebührend zu berücksichtigen.

Die Größe der Steuerflächen entnimmt man am besten aus den Abmessungen ausgeführter guter Flieger. Das Seitensteuer ist bei fast allen Flugmaschinen hinten angebracht. Eine Ausnahme macht z. B. der Doppeldeckflieger Blériots (Abb. 106).

Man hat zu beachten, daß man möglichst eine zweite Fläche auf der andern Seite der senkrechten Querachse anzubringen hat, die bei Seitenböen ein Drehen des Apparates verhindere. Daß Lilienthal bei seinem Gleitflieger ein Schwanzsteuer ohne vordere Gegenfläche hatte, lag daran, daß der Wind mithelfen sollte, den Apparat zur Erleichterung des Fluges gegen den Wind zu drehen. Beim Kraftflieger ist das aber vom Uebel.

c) Das Höhensteuer.

Das Höhensteuer bringt man zweckmäßig vorn an und zwar aus dem Grunde, weil es dort, wenn es den Flieger aufrichten soll, die Hubkraft vergrößert, während es hinten in diesem Falle den Apparat niederdrückt. Auch dient es vorn als Visier. Beim Fahren ist es nämlich zunächst nicht leicht, die Lage und Flugrichtung des Fliegers zu beurteilen Hierbei hilft das vorn angebrachte Höhensteuer.

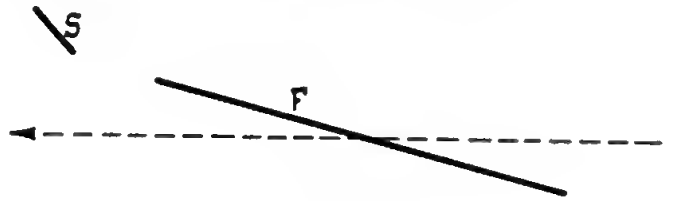


Abb. 107.

Der Vorwurf, daß es dort die Stabilität des Apparates beeinträchtige, wäre nur richtig, wenn der Flieger einem geworfenen Pfeile gliche. Nun besitzt er aber den Antrieb durch die Schraube. Hat er einmal eine Drehung gegen seine ursprüngliche Richtung ausgeführt, so wirkt auf ihn außer seiner Triebkraft noch die Trägheit, die ihn in der alten Richtung weiterzutreiben sucht. Beide Kräfte vereinen sich zu einer Mittelkraft, die wesentlich von der alten Richtung abweicht. Der Flieger bewegt sich nun in dieser neuen Richtung, und der Umstand, ob das Höhensteuer vorn oder hinten liegt, hat keinen großen Einfluß mehr. Außerdem sucht der tieferliegende Schwerpunkt den Apparat stets wieder in seine normale Lage zurückzudrücken. Jedenfalls ist der geringe Vorteil der Hintenlage des Höhensteuers nicht so ausschlaggebend, daß man diese Anbringungsweise als besser bezeichnen könnte.

Ferner ist die Steuerwirkung des Höhensteuers hinten entsprechend geringer, da nach der Lageänderung des Apparates zunächst die Fläche des Höhensteuers in die geänderte Flugrichtung fällt, während beim vornliegenden Höhensteuer der Steuerwinkel entsprechend größer geworden ist. Das Steuer ist demnach vorn wirksamer. Es steuert nach ein-

getretener Lageänderung des Luftschiffes noch weiter, wenn bei der Anordnung hinter dem Luftschiff seine Wirkung schon aufgehört hat. Abb. 107 zeigt das durch das Höhensteuer aus seiner

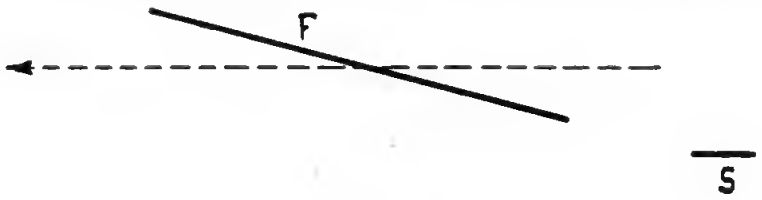


Abb. 108.

ursprünglichen Lage gedrehte Luftschiff bei vornliegendem und Abb. 108 bei hinten angebrachtem Steuer.

Vorn haben es u. a. Wright und Voisin, hinten z. B. Blériot.

d) Das Schrägsteuer.

α) Steuerung um die Flugachse durch besondere Schrägsteuerflächen.

Die Steuerart, die sich an vielen vorhandenen Konstruktionen, z. B. der Voisinschen, nicht findet, deren Vorhandensein aber der Wrightschen Maschine zum großen Teil ihre Ueberlegenheit gibt und die in Zukunft bei keinem Flieger mehr fehlen wird, ist das Schrägsteuer. Neigt der Flieger zur Seite, so muß man imstande sein, ihn willkürlich wieder um die Flugachse

Abb. 109. Antoinette-Eindecker mit Schrägsteuerflächen an den Enden der Tragflächen.

in die gerade Stellung hineinzudrehen. Hierzu sind Steuerkräfte außerhalb der Flugachse nötig. Da der Abstand oben und unten ziemlich beschränkt, nach rechts und links aber groß ist, so

ordnet man die Schrägsteuerflächen am besten rechts und links an den Enden der Tragflächen an. Dies haben z. B. Blériot (Abb. 110), Antoinette (Abb. 109) und Farman in seinem Voisinschen Dreidecker (Abb. 111) getan.

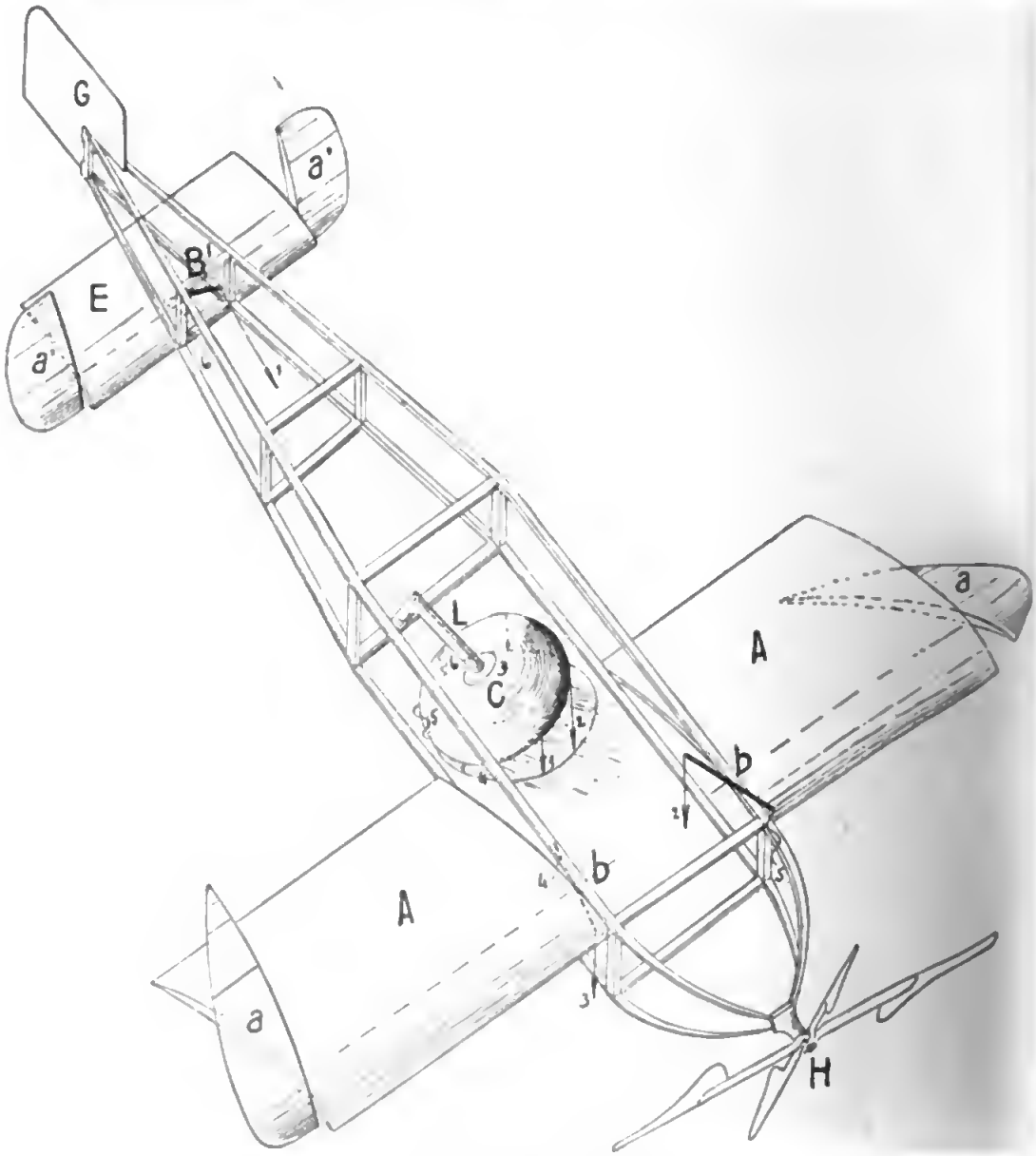


Abb. 110. Lenkeinrichtung von Blériot.

Der Blériotsche Flieger, dessen Lenkvorrichtung Abb. 110 schematisch wiedergibt, hat das Höhensteuer hinten. Seine beiden Flächen a und a' sitzen auf einer gemeinsamen Achse, die durch

die Dämpfungsfläche E geht und sind daher nur gemeinsam drehbar. Sie werden durch den Draht 1 verstellt, der an dem Hebel B angreift. Die Schrägsteuerung wird durch die Flächen a be-

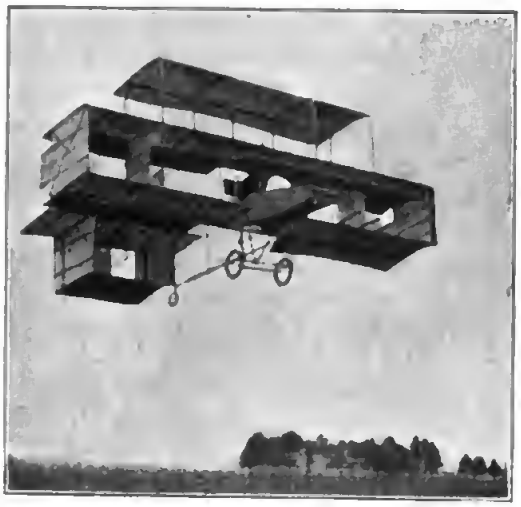


Abb. 111. Dreidecker Voisin-Farman.

Abb. 112.

wirkt, die an den Seiten der Haupttragfläche A sitzen. Die Hebel b verstellen sie mittels der Züge 3, 4 und 5. Zur Verstellung der Höhen- und Schrägsteuer dient die allseitig beweg-

liche Glocke C mit dem daran befindlichen Handgriff L. Das Seitensteuer G wird durch den Fuß betätigt.

Die Anordnung der Steuerflächen des Eindeckers Antoinette, die Abb. 109 zeigt, ist die gleiche wie die von Blériot. Der ganze Unterschied ist der, daß die Fläche des Schrägsteuers nicht die Verlängerung der Tragflächen bildet, sondern in der bezeichneten Weise an den Enden hinter diesen sitzen.

Auch der Dreideeker Farmans der Abb. 111 hat scharnierartig angelenkte Steuerflächen an seinen Flächenenden. Das Seitensteuer befindet sich wie bei allen Voisin-Apparaten hinten in der Zelle, während das Höhensteuer vorn sitzt.

Ebenso sieht der Entwurf eines Dreideckers von Vaniman (Abb. 73) Schrägsteuerflächen vor. An diesem Apparat ist noch

Abb. 113. Doppeldecker von Cody.

merkwürdig, daß außer dem Höhensteuer auch das Seitensteuer vorn, und zwar oben, angebracht ist.

Bei dem englischen Militärflieger des Obersten Cody (Abb. 113), sind die Schrägsteuer neben dem vorn liegenden Höhensteuer angeordnet, während das Seitensteuer sich wie bei dem Wrightschen Flieger, mit dem der englische übrigens sonst große Aehnlichkeit hat, hinten befindet. Diese Anordnung hat vielleicht den Nachteil, daß das Gestell bei der Betätigung des Schrägsteuers ziemlich erhebliche verdrehende Kräfte aufzunehmen hat.

β) Schrägsteuerung durch Verwindung der Tragflächen (Wright).

Die ersten europäischen Apparate besaßen nur Höhen- und Seitensteuer. Die Anregung zur Anbringung von Schrägsteuerflächen ist von dem außerordentlichen Erfolg der Brüder Wright

ausgegangen, den man mit Recht zum Teil der Steuerfähigkeit ihrer Maschine um die Flugachse zuschreiben kann. Die Brüder Wright benutzen für diesen Zweck keine besonderen Steuerflächen, sondern erzielen eine Aenderung der Schräglage durch Verwindung der Haupttragflächen. Wird auf der einen Seite der Flugwinkel der Tragflächen vergrößert, auf der anderen dagegen verkleinert, so wächst natürlich auf der einen Seite das Hubvermögen, während es auf der anderen Seite sinkt. Wegen der Größe der hierbei wirksamen Fläche ist die Steuerung außerordentlich kräftig. Die Benutzung der Tragflächen selbst zur Steuerung hat noch den weiteren großen Vorteil, daß ziemlich erhebliche Einstellungs-

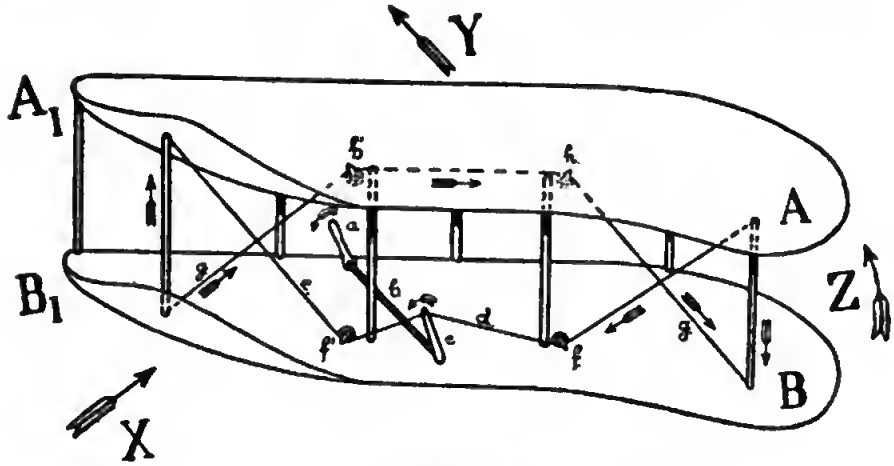


Abb. 114. Schrägsteuerung von Wright.

fehler der Tragflächen, die sich z. B. durch Nachlassen der Spanndrähte ergeben haben, mittels des Steuers während des Fluges ausgeglichen werden können.

Die Art, wie die Flächen des Wrightschen Fliegers zum Zweck der Schrägsteuerung verstellt werden, ist aus Abb. 114 und 115 ersichtlich. Die Flugrichtung ist durch den Pfeil Y bezeichnet. Neigt sich der Flieger nach rechts, z. B. infolge eines aus der Richtung X wehenden Windstoßes, so wird der Handhebel a in entgegengesetzter Richtung, also nach links bewegt. Dadurch wird das Rohr b gedreht, und der Hebel c zieht das Drahtseil d nach links. Infolgedessen bewegt sich die rechte Hälfte A des Fliegers nach unten, und die rechte Ecke B der unteren Tragfläche wird durch die beweglich angebrachte Strebe gleichfalls nach unten gebogen. Am unteren Ende dieser Strebe ist der Draht g befestigt, der über die Rollen h und h' führt und seinerseits nun die linken Tragflächenhälften A' und B' nach oben krümmt. Durch diese Verwindung der Tragflächen wird die Hubkraft der rechten Tragflächen vergrößert und die

der linken verkleinert, wodurch sich der Flieger wieder aufrichtet.

Da die Flächen ursprünglich schon nach unten gekrümmt waren. wird durch die Verwindung der Widerstand auf der rechten Seite vergrößert, auf der die Tragflächen zur Vergrößerung des Hubes stärker gekrümmt worden sind. Infolgedessen sucht der Flieger noch eine Seitendrehung um seine senkrechte Achse auszuführen. Zur Vermeidung dieser unerwünschten Drehung des Fahrzeuges um die senkrechte Achse beim Schrägsteuern muß man gleichzeitig das Seitensteuer in entgegengesetztem Sinne betätigen. In dem vorliegenden Falle, in dem der Flieger sich nach rechts drehen würde, ist das Seitensteuer so einzustellen, daß es allein den Apparat nach links drehen würde.

In Abb. 115 ist diese Drehung des Seitensteuers eingezeichnet. Sie erfolgt mit Hilfe desselben Hebels a, mit dem die Verwindung der Tragflächen vorgenommen wird. Er ist nämlich mit seinem Rohr b nicht fest, sondern durch ein Scharnier verbunden. Wird er nach vorn oder hinten gestoßen, so betätigt er mittels der Züge m und n das Seitensteuer. Um die in Abb. 115 gezeichnete Stellung des Seitensteuers zu erzielen, muß der Handhebel nach vorn gelegt werden. Die Schrägsteuerung beim nach rechts kippenden Flieger erfolgt demnach, indem man den Handhebel a sowohl nach links als auch nach vorn bewegt. Kippt der Flieger nach links, so muß der Hebel nach rechts und hinten verstellt werden.[1])

Die Einzelheiten der sehr einfachen Steuervorrichtung erhellen aus Abb. 116. Die Buchstaben sind die gleichen, wie in den vorigen Abbildungen.

Das Höhensteuer wird durch den linken Handhebel o betätigt. Wird er nach vorn gestoßen, so krümmen sich die Steuerflächen so, daß das Steuer Oberwind bekommt, wird er nach hinten gezogen, so wirkt das Höhensteuer hebend.

Die Einrichtung der Bedienung des Wrightschen Höhensteuers ist aus Abb. 117 ersichtlich. An der Stange b h, die am vorderen Ende der Gleitkufe des Fliegers sitzt, ist der Hebel d f um Punkt o drehbar. An dem Hebel sitzen Stangen, die an den Steuerflächen angelenkt sind. Bei der Bewegung des Steuerhebels in die Stellungen o' und o nehmen die Verbindungsstangen und die Flächen die gestrichelt gezeichneten Lagen ein.

Die Betätigung des Höhen-, Seiten- und Schrägsteuers durch zwei besondere Hebel ermöglicht zwar eine baulich einfache Gestaltung, erfordert indessen eine ziemlich erhebliche Uebung in ihrer Bedienung. Es dürfte sich vielleicht empfehlen, die Hebel

[1]) Rozendaal, Illustr. aeron. Mitteil. 1909

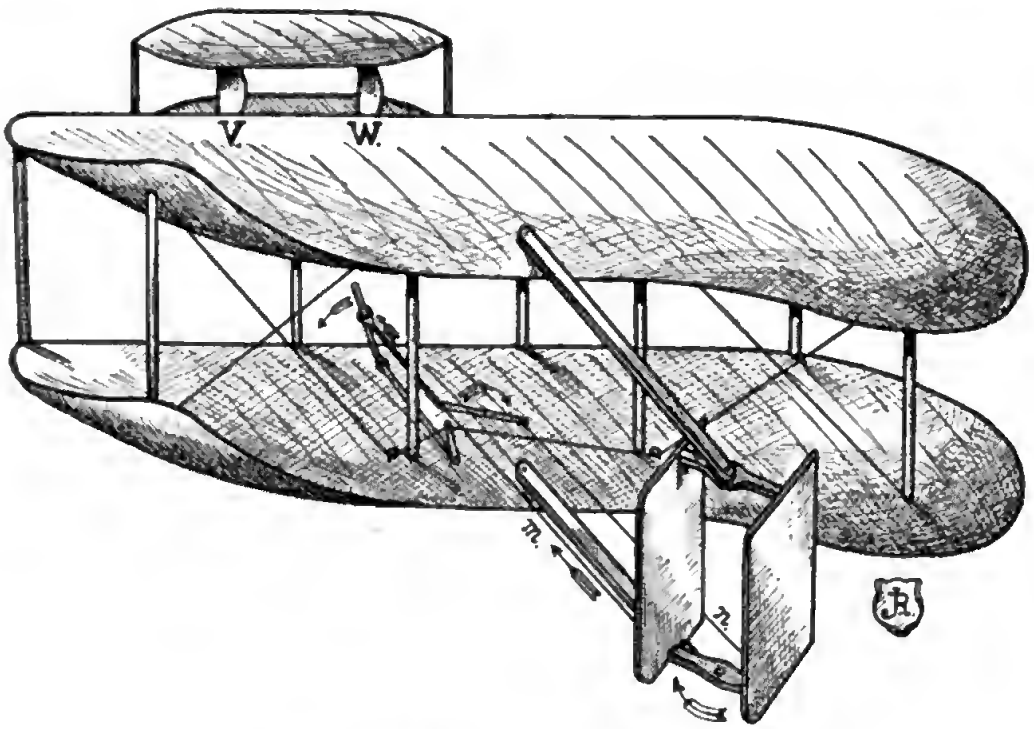


Abb. 115. Schräg- und Seitensteuerung von Wright.

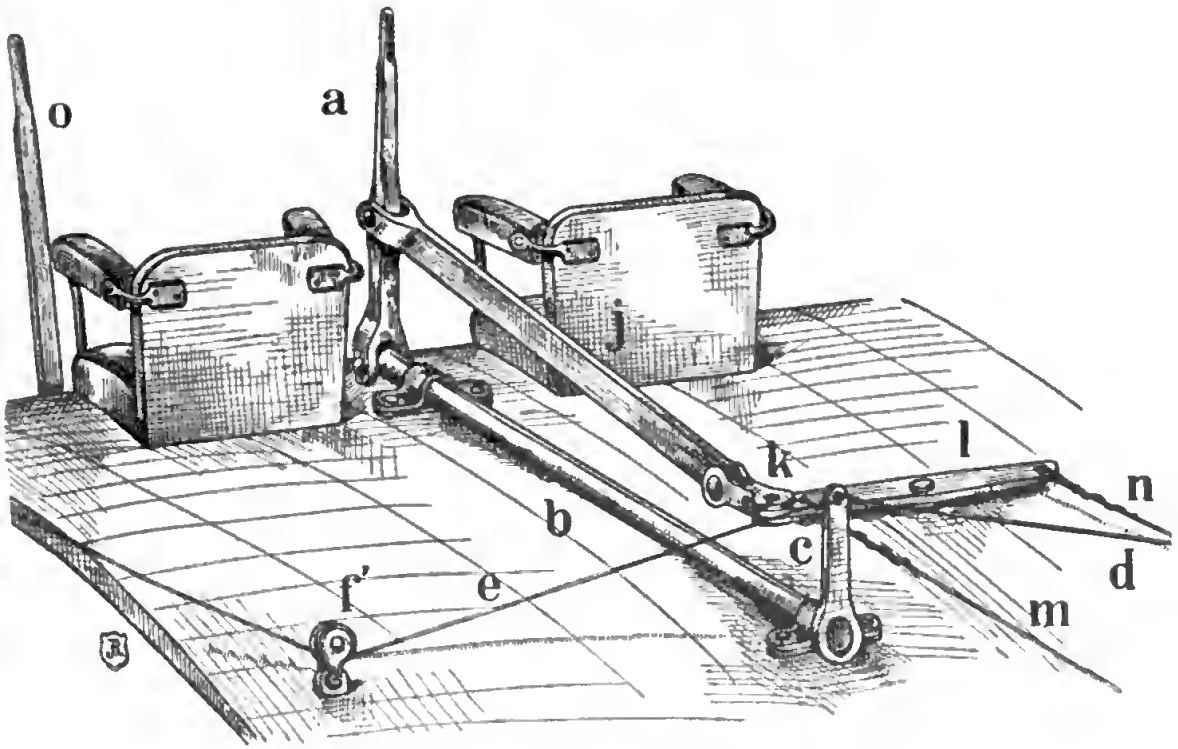


Abb. 116. Steuerhebel des Wright-Fliegers.

auf einen zu beschränken, dessen Verstellung die entsprechenden Bewegungen des Fliegers bewirkt.

Zur Ermöglichung der Verdrehung der Tragflächen sind bei Wright nur die beiden mittleren vorderen und die beiden mittleren hinteren Streben zwischen Ober- und Unterdeck fest nach

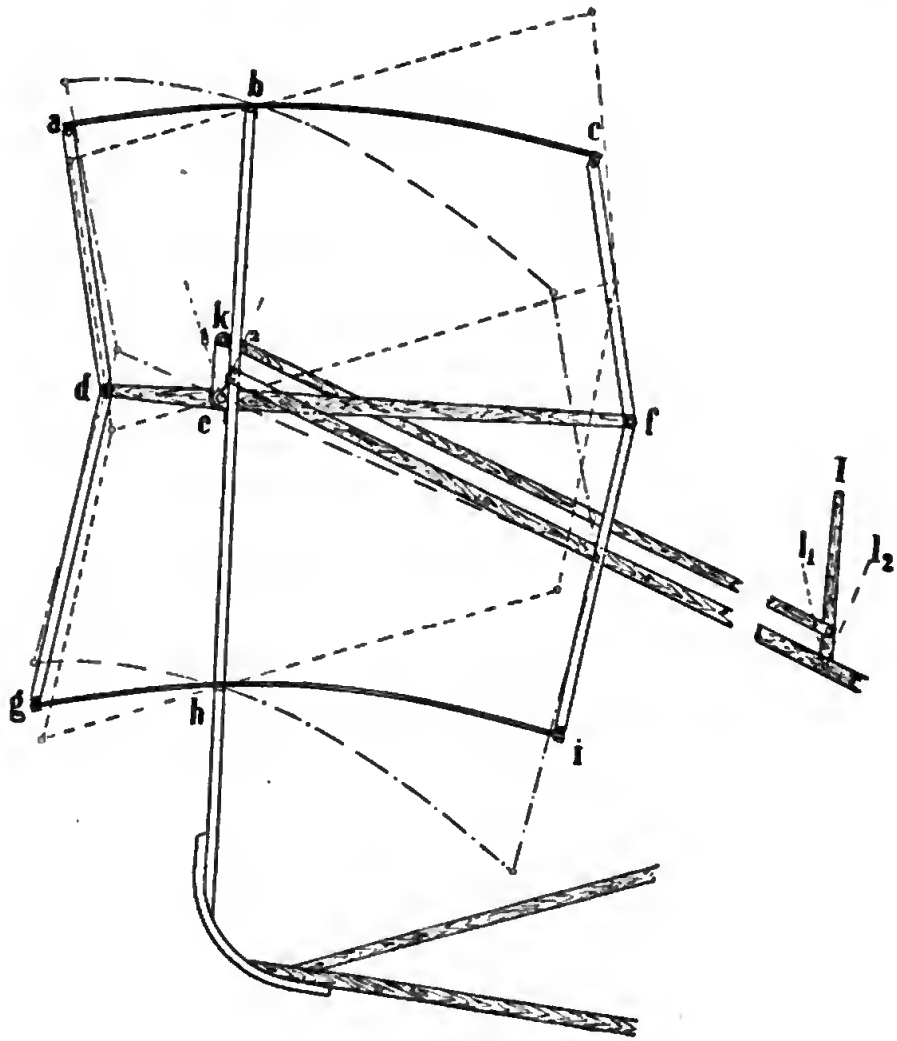


Abb. 117. Wright's Höhensteuer.

Abb. 118 verbunden. Das Stahlblech b ist mittels Schrauben an den Hölzern befestigt. Der Spanndraht c greift in der gezeichneten Weise an dem Stahlblech an. Beachtenswert ist noch die Drahtverbindung. Wright verwendet nur wenige Spannschlösser. Wenn der Draht die erforderliche Spannung hat, wird er umgebogen und um das Ende eine Messinghülse gelötet.

Die Verbindung der beweglichen Streben mit den Tragflächenrahmen zeigt Abb. 119. Auf den Rahmen a ist ein Blech geschraubt, das den dicken Drahtbügel b festhält. An diesen greifen die Spanndrähte d und c an. Die Strebe e umfaßt mit ihrer Oese das Ende von b und wird an dem Abgleiten durch einen kleinen Stift gehindert.

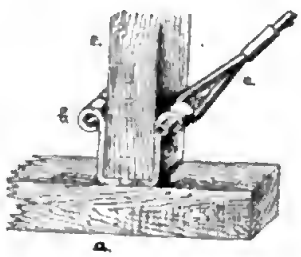


Abb. 118. Verbindung der 4 festen Streben im Wrightflieger.

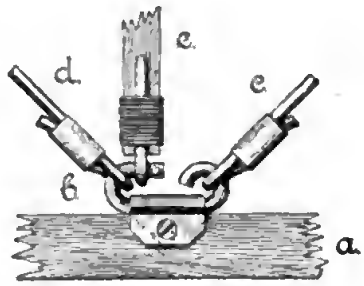


Abb. 119. Verbindung der beweglichen Streben im Wrightflieger.

7. Stabilität der Flugschiffe.

Schon bei der Steuerung ist die Frage erörtert worden, ob es möglich sei, einen Flieger so zu bauen, daß er unter allen Umständen in der einmal eingenommenen Flugrichtung verharrt. Es ist dort behauptet worden, daß dies kaum zu erreichen sei, daß man vielmehr imstande sein müsse, den Flieger nach Belieben um seine drei Raumachsen zu drehen. An dieser Stelle sollen nun die Umstände besprochen werden, die beachtet werden müssen, um das Ziel, den Flieger von den Zufälligkeiten der Windstöße und anderen Störungen möglichst unabhängig zu machen, zu erreichen.

Stabil ist ein Apparat bekanntlich, wenn er nach dem Herausbringen aus seiner Gleichgewichtslage wieder in sie zurückzukehren bestrebt ist. Je größer die zum Herausbringen aus der Gleichgewichtslage des Fliegers nötige Kraft ist und je größer der Winkel ist, um den man ihn ohne Schaden drehen kann, um so größer ist seine Stabilität. Von Wichtigkeit ist in dieser Beziehung auch noch der Umstand, daß die den Flieger zurückdrehenden Kräfte ihm keine beschleunigten Bewegungen erteilen dürfen, um pendelartige Schwingungen zu vermeiden. Das beste Mittel hiergegen ist eine genügende Dämpfung. Da die Frage der Stabilität von der der Steuerung vielfach nicht zu trennen ist, so sind schon an jener Stelle eine Anzahl die Flugruhe betreffender Fragen erörtert worden.

Das Problem in seiner Gesamtheit mathematisch zu fassen, ist nicht ratsam und wegen der wechselnden Richtung, Stärke

und Ausdehnung der Windstöße unmöglich. Es seien daher hier nur noch einige wichtige Punkte herausgegriffen.

Ein Drachen ist von den ballonlosen Flugvorrichtungen im allgemeinen die stabilste. Es liegt das daran, daß außer der bei allen Gegenständen vorhandenen senkrechten Schwerkraft noch eine Kraft mit ständig nahezu gleicher Richtung vorhanden ist, nämlich der Schnurzug.

Der Kraftflieger, die Flugmaschine, ist schon weniger stabil, weil die Antriebskraft mit der Lage des Fliegers ihre Richtung ändert. Am unstabilsten ist der Gleitflieger, weil ihm auch diese richtunggebende Kraft fehlt, und die Größe und Richtung seines Auftriebs außer von seiner Stellung auch noch von seiner Geschwindigkeit abhängt. Denn ist der Gleitflieger in Ruhe, so wirkt nur die Schwerkraft auf ihn ein, beginnt er seine Abwärtsbewegung, so tritt der Luftwiderstand hinzu; dessen Richtung und Stärke wechselt mit der Gleitgeschwindigkeit und die Größe außerdem mit dem Winkel, unter dem der Gleitflieger sich bewegt. Daraus folgt, daß ein richtig gebauter Gleitflieger die beste Schule für den Kraftflieger abgibt. Wer einen mit allen Lenkvorrichtungen ausgestatteten Gleitflieger zu beherrschen vermag, dürfte ohne Schwierigkeit auch den Kraftflieger meistern können.

Die Bedingung der Stabilität, daß zur Erlangung möglichster Unabhängigkeit gegen Windstöße die Flächen um den Schwerpunkt möglichst gleichmäßig verteilt seien, ist schon bei der Seitensteuerung erörtert worden. Eine solche gleichmäßige Verteilung ist aber auch über und unter der Flugachse erwünscht, um bei Seitenböen ein Kippen des Fahrzeuges zu vermeiden. Zunächst ist es natürlich am besten, senkrechte, in der Flugrichtung liegende Flächen nach Möglichkeit zu vermeiden. Zwischenwände, wie sie der Voisin-Apparat aufweist, sind daher nur vom Uebel. Bei diesem Flieger haben die vorderen Wände den Zweck, einen, wenn auch unvollkommenen Ausgleich gegen die Seitenwände der Schwanzzelle zu bieten, die den Flieger bei jedem seitlichen Windstoß drehen, und dann dienen sie wegen des fehlenden Schrägsteuers dazu, den Apparat wieder aufzurichten, wenn er seitlich zu kippen droht. In diesem Falle muß der Fahrer entweder mittels Verlegung des Schwerpunktes durch seitliches Hinüberbiegen seines Körpers oder dadurch steuern, daß er das Höhensteuer verstellt und nach unten fällt. Beim Fallen wirkt die Seitenfläche in der Weise aufrichtend, wie Abb. 120 erkennen läßt. Daß diese Art der Schrägsteuerung recht unvollkommen ist, dürfte einleuchten.

Im übrigen wirkt natürlich auch das Drehmoment des Fliegergewichts aufrichtend, da der Drehpunkt im Angriffspunkt des

Auftriebes N angenommen werden kann. Dieses Drehmoment ist natürlich um so größer, je tiefer der Schwerpunkt S liegt. Es ist indessen nicht ratsam, ihn zu diesem Zweck möglichst tief zu lagern, da der Flieger sonst gegen seitliche Windstöße,

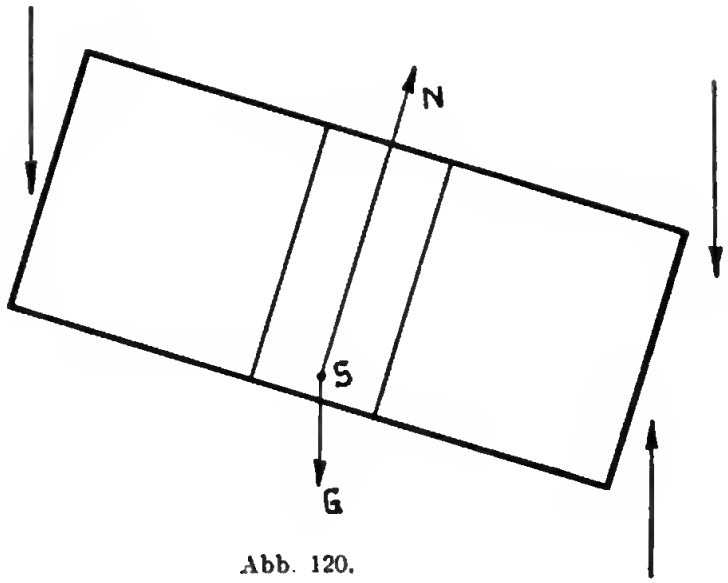


Abb. 120.

wie schon beim Ballon auseinandergesetzt worden ist, weniger standfest wäre.

In genau gleicher Weise, wie die senkrechten Wände wirkt auch die Schrägstellung der Tragflächen nach Art der Abb. 121.

Abb. 121.

Von dieser Flügelstellung, die abwärts schwebende Vögel manchmal auf kurze Zeit einnehmen, und die man vielfach noch empfohlen und bei neueren Apparaten angewendet findet, gilt das gleiche, wie für die senkrechten Wände. Für die Stabilität des Gleitfluges in ruhiger Luft ist sie zwar vorteilhaft, aber gefährlich bei seitlichen Windstößen. Neigt sich der Apparat beim Sinken, so vergrößert sich der Hebelarm des Winddrucks, und sein Angriffspunkt verschiebt sich nach dem Rande zu. Das auf dieser Seite nun größere Drehmoment sucht den Flieger wieder aufzurichten. Beim wagerechten normalen Flug eines Kraftfliegers fällt dieser im Niederfluge vorhandene Vorteil der

schrägen Tragflächen aber fast gänzlich fort. Dabei besteht nur der Nachteil, daß bei seitlichen Windstößen die Gefahr vorhanden ist, den Apparat durch das stärkere Drehmoment umzuwerfen, das der Wind auf der weit über dem Schwerpunkt befindlichen Fläche entwickelt.

Ueber die Größe der Kräfte, die eine seitliche Neigung des Fliegers hervorrufen können, gibt folgende Rechnung Auskunft, die den Einfluß des Motor-Drehmoments auf die Schräglage ermittelt.

Ein Motor von 50 PS und $n = 1500$ besitzt ein Drehmoment von $\frac{716 \cdot 50}{1500} = 23{,}9$ rd. 24 mkg. Dieses sucht den Flieger also entgegen der Motorbewegung zu drehen. Klaftert der Flieger etwa 12 m, wie der Wrightsche, so müßte man am Ende des einen Flügels ein Gewicht von 4 kg anbringen, um das Dreh-

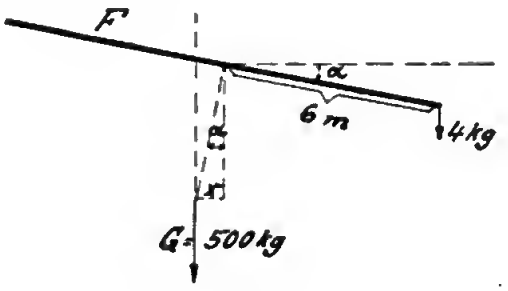


Abb. 122.

moment auszugleichen, oder auch den Motor ein kleines Stück zur Seite rücken.

Ist der Ausgleich nicht vorgenommen, oder stoppt der Motor, so bleibt dieses Drehmoment übrig. Es fragt sich nun, um welchen Winkel es den Flieger verdrehen muß. Beträgt in der Abb. 122 die Länge des Hebelarmes x, an dem das im Schwerpunkt vereinigt gedachte Gewicht G des Apparates nach der Verdrehung angreifen muß, um das Drehmoment auszugleichen, so erhält man

$$500\,x = 24$$

$$x = \frac{24}{500} = 0{,}048\text{ m}.$$

Beträgt die Entfernung des Schwerpunktes vom scheinbaren Aufhängepunkt 2 m, so wird

$$\sin\alpha = \frac{0{,}048}{2} = 0{,}024 \text{ und } \alpha = 1{,}5^0,$$

was unbedeutend ist.

Bedenklicher erscheint die Anwendung nur einer Schraube, die ins Langsame übersetzt ist, da in dem Grade der Uebersetzung natürlich das Drehmoment auf den Flieger wächst.

Beträgt, wie es häufiger der Fall ist, das Uebersetzungsverhältnis 1:3, so ist die Verdrehung auch dreimal so groß.

Der Einfluß der Schräglage des Luftschiffs auf die Lenkung ist schon auf S. 126 erörtert worden.

Ein Flieger, der sich schräg gestellt hat, ist darum noch nicht gleich in Gefahr umzukippen. Er verliert aber an Tragkraft und gleitet nach der Seite seiner Neigung nach unten.

Um den Flieger stets möglichst gleichmäßig zu belasten, ist es erforderlich, die veränderliche Last möglichst in der Mitte anzuordnen. Wright hat daher seinem Fahrgast den Platz in der Mitte zwischen Maschine und Lenker angewiesen. Der Flieger ist hierbei im Gleichgewicht, gleichgiltig, welches Gewicht der Fahrgast besitzt.

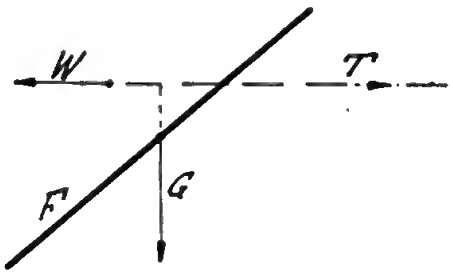


Abb. 123.

Am besten ist es natürlich, wenn die veränderliche Last, wie Fahrgast oder Benzingefäß, nicht nur in der Mittelachse, sondern im Schwerpunkt des Fahrzeugs angeordnet ist, da in diesem Falle auch die Höhensteuerung von ihrer Größe nicht beeinflußt wird.

Bei dem Benzingefäß ist noch zu beachten, daß man gut tut, es zu unterteilen, da freie Flüssigkeiten durch ihre Schwankungen die Stabilität stark beeinträchtigen. Aus diesem selben Grunde ist auch eine Schotteneinteilung beim Lenkballon von Vorteil, wenn er einmal nicht prall ist.

Ganz gleichgiltig für die Stabilität ist es, ob die Schraube den Flieger zieht oder schiebt. Wenn in Abb. 123 der Angriffspunkt der Zugkraft T in der Richtung T verschoben wird, so wird nichts geändert. Bei einer etwaigen Drehung des Apparats dreht sich die Richtung der treibenden Kraft in jedem Falle mit, so daß die Lage des Angriffspunktes auf der Linie von T belanglos ist.

Im übrigen dürfte es im allgemeinen von Vorteil sein, die Schraube den Flieger schieben zu lassen, da die Tragfläche die Luft der nachfolgenden Schraube nicht so sehr beunruhigt, wie die wirbelnde Luft der Schraube die Tragfähigkeit der Fläche vermindert. Der Umstand, daß die vor der Schraube liegende Tragfläche die Luft etwas nach unten und vorn beschleunigt, dürfte nicht von Bedeutung sein.

B. Konstruktionseinzelheiten.

1. Vorbereitung der Konstruktion durch Modelle.

Sowohl bei der geschichtlichen Uebersicht, als auch auf verschiedenen Abbildungen sind Modelle von Fliegern dargestellt worden. Solche Modelle dienen einmal zur Veranschaulichung der Konstruktion für Laien, die eine Zeichnung nicht zu lesen verstehen, dann aber tragen sie auch dazu bei, sich vor dem Bau des endgiltigen Apparates über das Verhalten des großen einige Klarheit zu verschaffen, ähnlich wie man aus dem Widerstande der Schiffsmodelle auf den der großen Ausführung schließen kann. Ebenso wie dort muß man über die Beziehung zwischen den einzelnen Größen bei beiden entsprechenden Ausführungen unterrichtet sein. Das ist nun für Flugmaschinen noch keineswegs in vollem Maße der Fall. Als brauchbare Annäherung diene die Ueberlegung, daß bei einer Vergrößerung eines Fliegers die Gewichte mit der dritten und die Flächen mit der zweiten Potenz der linearen Vergrößerung zu nehmen. Gibt man also einem Flieger z. B. die fünffache Klafterung des Modells, so wächst die Tragfläche auf das 25 fache, sein Gewicht dagegen ungefähr auf das 125 fache.

Die Vögel, die einander geometrisch nahezu ähnlich sind, bestätigen in hohem Maße diese Beziehungen. Daher ist bei allen Vögeln gleicher Flugart, wie schon bemerkt worden ist, der Ausdruck $\frac{F^{\frac{3}{2}}}{G}$ nahezu derselbe, bei Segelfliegern ungefähr 7, beim Wrightschen Flieger gleich $\frac{\sqrt{500000}}{\sqrt[3]{500\,00}} = \frac{707}{79{,}3} = 8{,}9$.

Ein Modell des Wrightschen Fliegers muß nach dieser Ueberlegung demnach, wenn man es auf den 5. Teil seiner linearen Abmessungen verkleinert, den 25. Teil seiner Fläche und den 125. Teil seines Gewichts haben, um nach Art der Vögel verkleinert

zu sein. Es muß demnach statt ungefähr 50 qm, deren 2 bei einem Gewicht von etwa 4 kg haben. Seine Flächenbelastung beträgt dann statt 10 kg/qm nur noch 2 kg/qm.

Die kleinsten Modelle fertigt man zweckmäßig aus Papier an. Die Beschwerung zur Verlegung des Schwerpunktes kann man durch aufgeklebte Pappstücken oder Staniolröllchen vornehmen. Durch Pappe ist z. B. das Modell der Abb. 126 vorn beschwert, das einen sehr gut fliegenden Papierflieger in natürlicher Größe darstellt. Die Flügelenden sind zweckmäßig bis an den Strich etwas aufzubiegen.

Im Folgenden seien einige Modelle des Verfassers angeführt.

Durch Zusammenkniffen des Papiers ist die Beschwerung beim Modell der Abb. 124 vorgenommen.

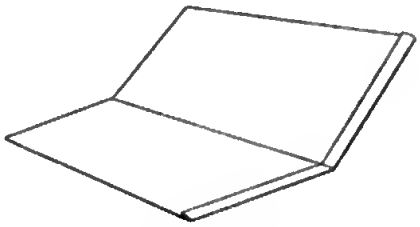


Abb. 124.

Auch dieses Modell fliegt bei richtiger Schwerpunktlage gut. Damit die Seitenflächen sich nicht so leicht verbiegen, können die Ränder auch umgekniffen werden.

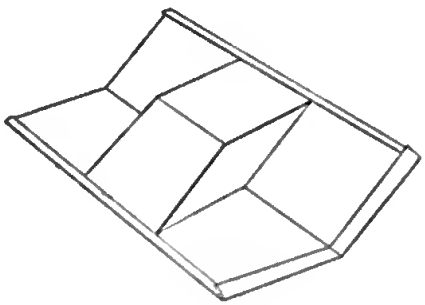


Abb. 125.

Vorzüglich fliegt auch das Papiermodell der Abb. 125. Infolge der Teilung der Tragflächen ist der Flug außerordentlich ruhig. Der Schwerpunkt ist durch das Umkniffen des vorderen

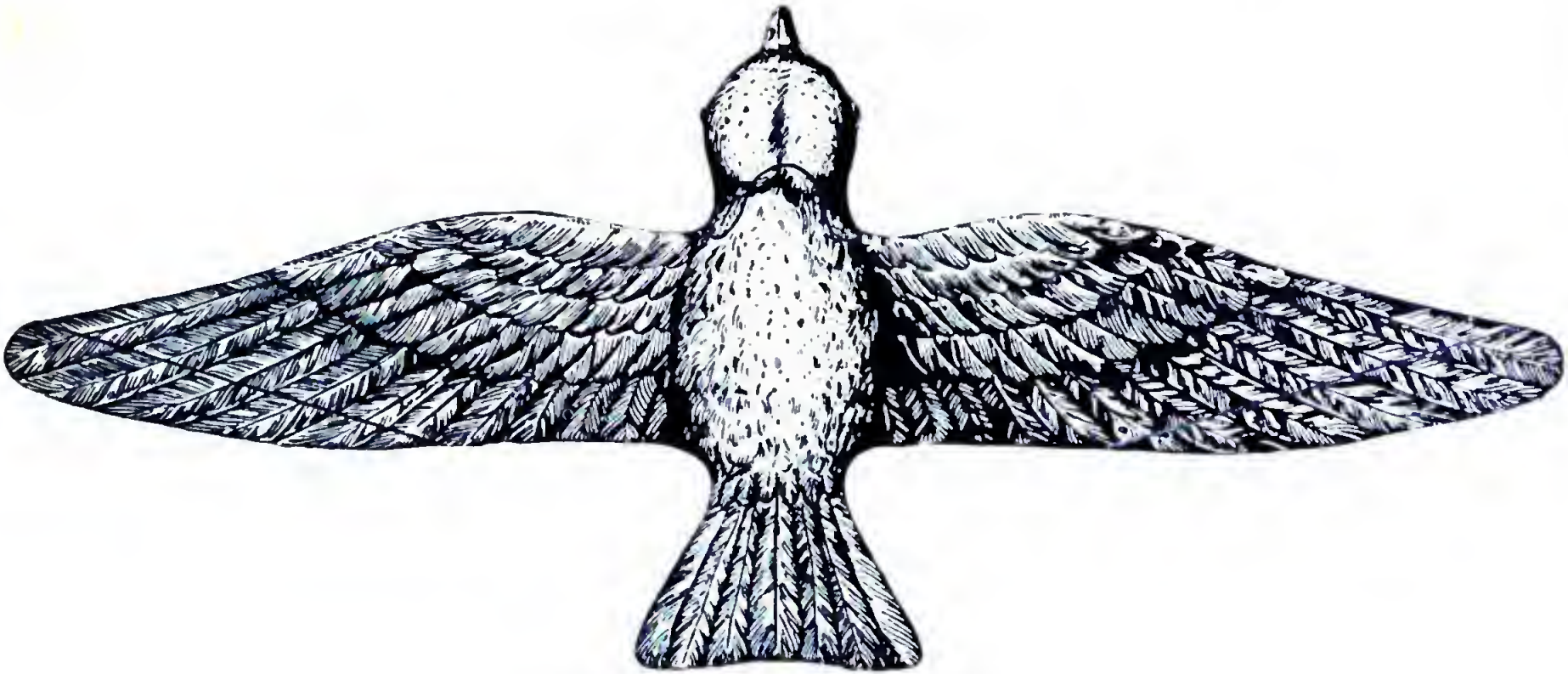


Abb. 126. Fliegermodell aus Papier.

Randes nur wenig nach vorn gerückt. Die Kniffe der Seitenränder dienen wieder zur Versteifung.

Der Papierring der Abb. 127 ist durch eine mit Fischleim aufgeklebte Staniolrolle beschwert. Dieses Modell ist vergrößert zu dem Doppeldecker der Abb. 128.

Abb. 129 zeigt dasselbe Modell als fertigen Flieger in der Weise verändert, daß die Flächen überall gleiche Tiefe haben. Es ist von außerordentlicher Festigkeit und hat wenig Teile, die nur der Versteifung dienen. Von den bisher bekannten Fliegern unterscheidet es sich dadurch, daß auch die Höhensteuerung mittels

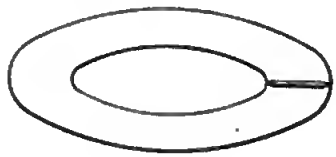


Abb. 127.

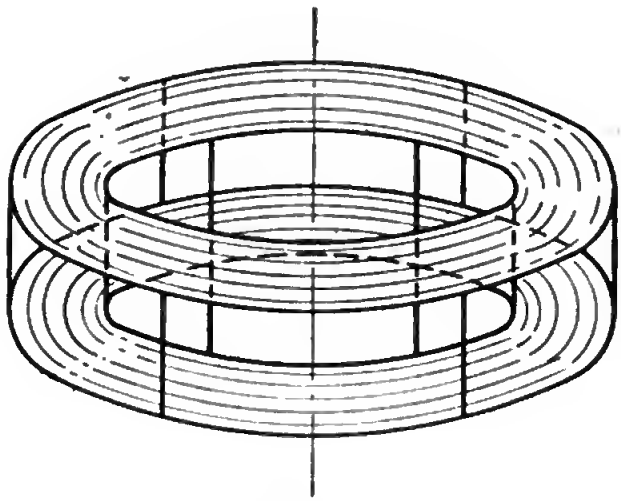


Abb. 128.

der Tragflächen erfolgt. Wird z. B. der hintere Rand der vorderen Tragflächen nach unten, der der hinteren nach oben gebogen, so steuert das Luftschiff aufwärts. Werden die rechten hinteren Ränder der Tragflächen dagegen gesenkt, die linken gehoben, so wird der Auftrieb auf der rechten Seite vergrößert. Die Seitensteuerung erfolgt durch senkrechte Steuerflächen.

Auch bei dem Modell der Abb. 130 ist die Anzahl der nur der Versteifung dienenden Teile denkbar gering. Es ist schwer in eine der geläufigen Gruppen einzureihen. Sein Flug ist sehr leicht stabil zu bekommen. Die Schrauben bringt man entweder

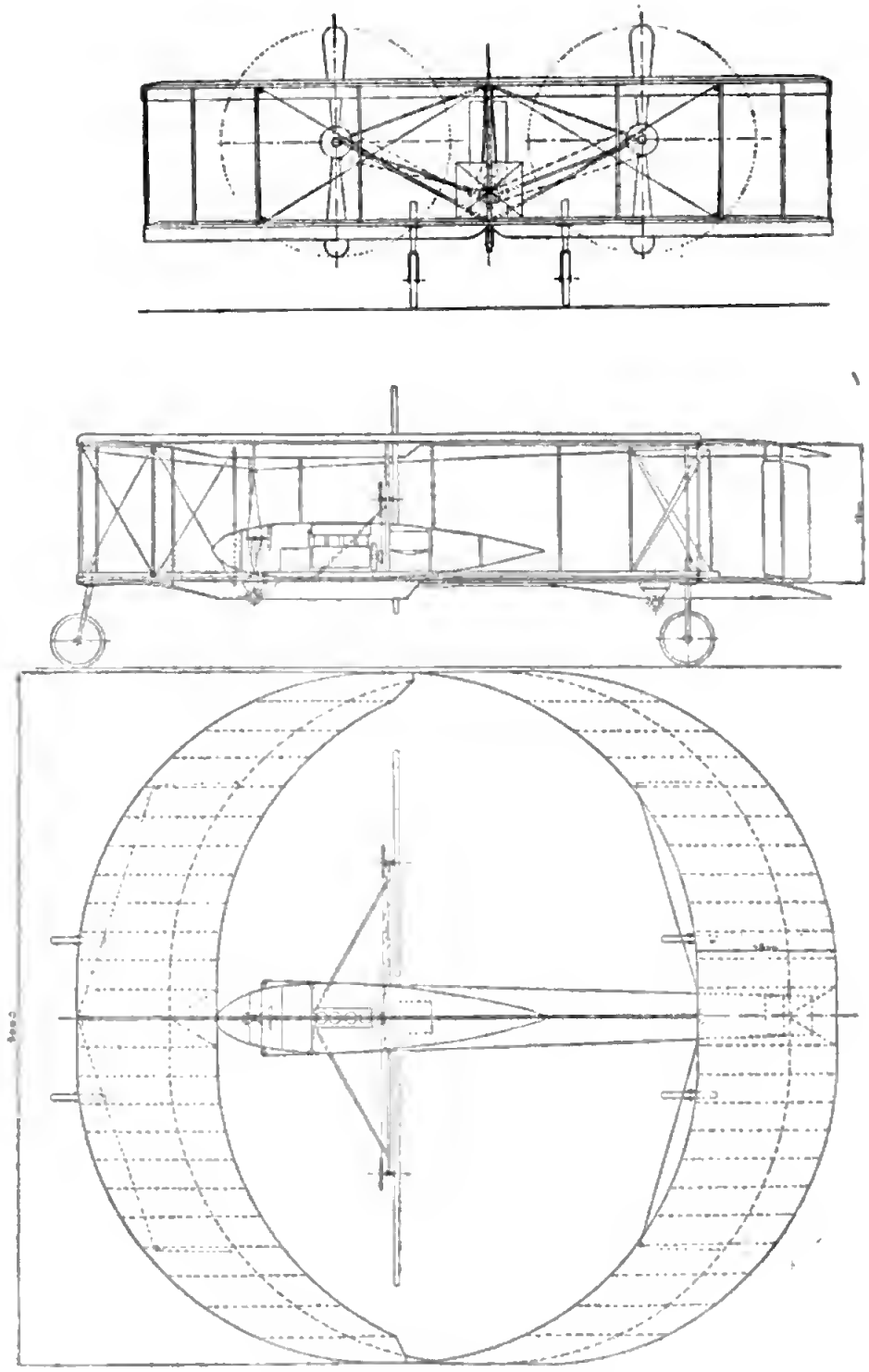


Abb. 129. Flieger von Huth.

in der Mitte oder da an, wo die schrägen Flächen mit den wagerechten zusammentreffen.

Bei dem Modell der Abb. 131 ist vorn und hinten je eine Schraube angeordnet. Die Konstruktion zeichnet sich auch durch große Festigkeit aus.

Ein Modell, das in München bei einem Wettbewerbe mit dem ersten Preis bedacht worden ist, ist das auf Abb. 132 dargestellte von Paul Volmer. Die Apparate mußten 1—2 qm Fläche haben und mindestens 0,5 kg/qm wiegen. Weiter war als

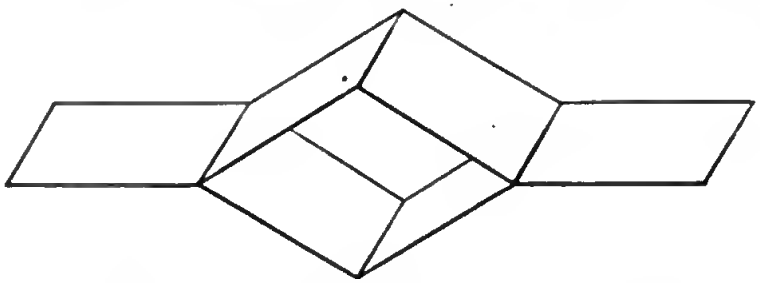


Abb. 130.

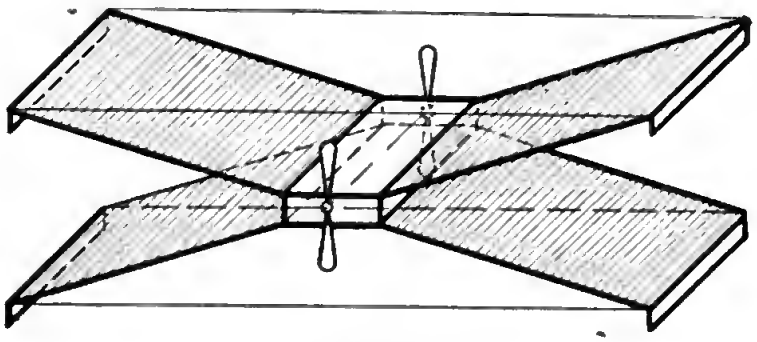


Abb. 131. Fliegermodelle von Huth.

Mindestleistung vorgeschrieben, daß sie von einer 2 m hohen Abflugstelle 15 m im Gleitflug zurücklegen mußten, wobei die ihnen mit der Hand oder einer Vorrichtung erteilte Anfangsgeschwindigkeit höchstens 5 skm betragen durfte. Die Preisverteilung sollte nach der Formel

$$\frac{\text{Entfernung} \cdot \text{Gewicht}}{\text{Tragfläche}}$$

vorgenommen werden.

Von den eingesandten Modellen genügte nur ein einziges, das des Berliner Ingenieurs Paul Volmer den gestellten Bedingungen. In dem vom Sportausschuß der Ausstellung am 29. Juni veranstalteten Wettflug legte das Modell bei der vor-

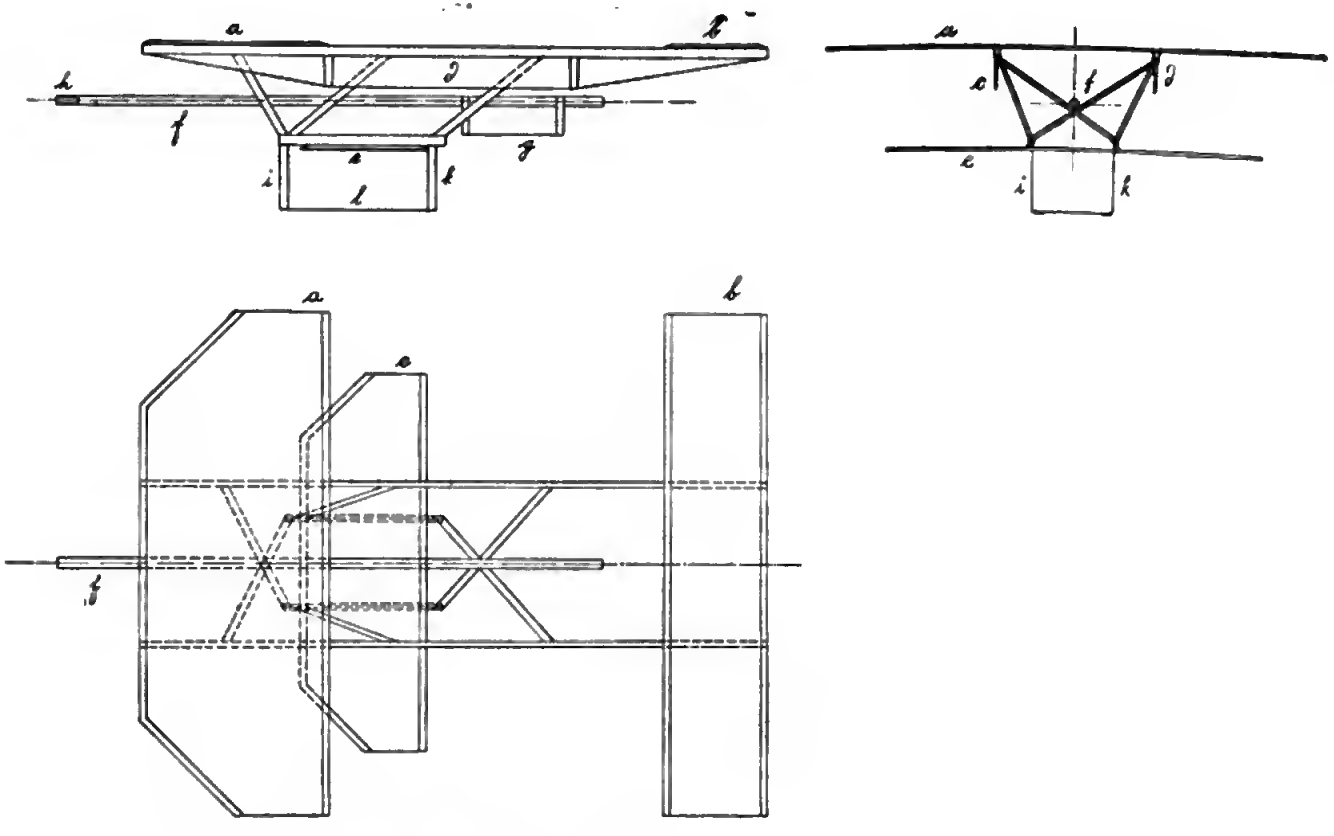


Abb. 132. Fliegermodell von Volmer.

geschriebenen Abflughöhe im windstillen Raum der Schrannenhalle 17,35 m zurück. Aber auch bei der Prüfung im Freien zeigte es sich sehr stabil und flog am 1. August eine Strecke von 30 m.

Die Rahmen der Tragflächen sind aus Kiefernholz gefertigt und durch ein Gestell aus Aluminium miteinander verbunden. Die Tragflächen selbst bestehen aus Seide, die noch durch einen Ueberzug gedichtet ist. Die beiden oberen Tragflächen a und b stehen durch Längsflächen c und d miteinander in Verbindung. Die untere Tragfläche e befindet sich nicht senkrecht unter der oberen, sondern ist etwas nach der Mitte versetzt, um beim Abwärtsgleiten des

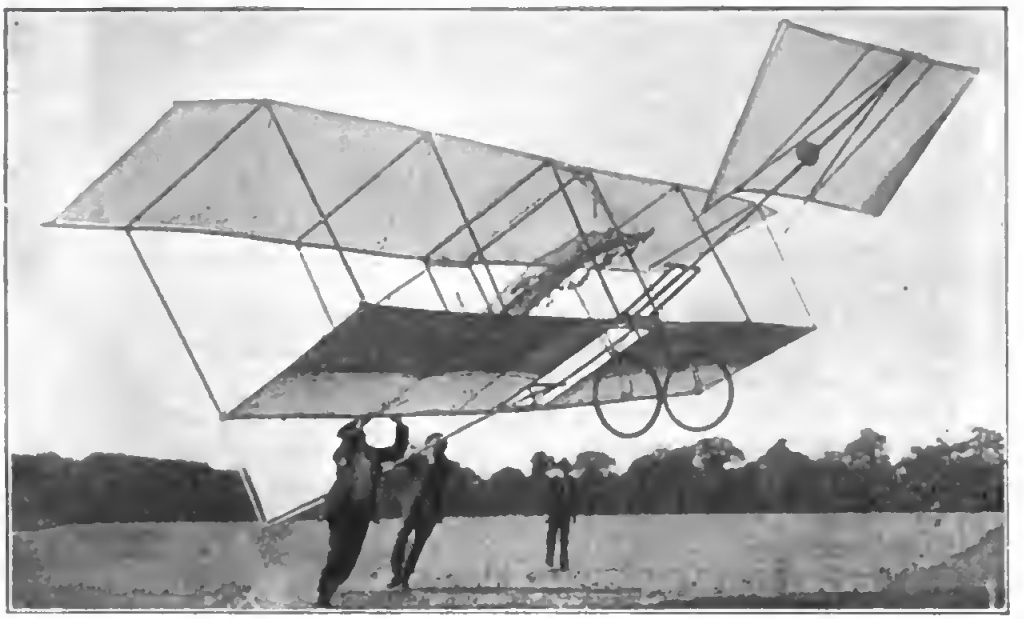


Abb. 133. Prüfung eines Fliegermodells im Winde.

Fliegers die obere Fläche a aus ihrem Windschatten herauszubringen. Andererseits steht die untere Fläche der oberen doch immer noch ziemlich nahe, und ist groß genug, um den Flieger unter die Doppeldecker einreihen zu müssen. In der Mitte des Apparats befindet sich eine Längsstange f, die hinten, nicht weit von der Mitte entfernt, eine Steuerfläche g trägt, und vorn mit einem verstellbaren Gewicht h versehen ist. Ein verstellbares Gewicht müssen solche Modelle haben, um den Schwerpunkt des Apparats in die richtige Lage bringen zu können. Bei diesem Modell liegt er etwa in Höhe der mittleren Stange oberhalb des Mittelpunktes der unteren Tragfläche e. Beim Wenden des Apparats sollen die erwähnten Längsflächen c und d den Wider-

stand hervorrufen, der nötig ist, den Flieger aus der alten Richtung möglichst schnell herauszubringen, ohne daß er sich zu stark auf die Seite neigt.

Eigenartig ist noch die Landungsvorrichtung des Apparats. Sie besteht aus zwei drehbaren Bügeln i und k, die unten durch 2 gerade Stahlfedern l verbunden sind. Beim Aufsetzen des Fliegers werden diese Stahlfedern wellenförmig gebogen und lassen den Apparat so sanft niedergehen, daß er sich nicht beschädigen kann.

Der Inhalt der Tragflächen beträgt 1,04 qm, das Gewicht des Fliegers 1065 g, so daß also auf den qm 1,024 kg kommen.

Ein Modell, wie die ausgeführte Konstruktion, wird nach seiner Fertigstellung daraufhin geprüft, ob der Schwerpunkt in der Flugachse liegt, indem man den Apparat auf Kanten legt. Die Gleichartigkeit der Flächen kann man natürlich nur im Winde feststellen. Zu diesem Zwecke hält man den Apparat, der für diese Art der Prüfung nicht allzu groß sein darf, an einer Kante dem Winde entgegen, wie Abb. 133 erkennen läßt.

2. Abflug- und Landungsvorrichtungen.

Wie u. a. aus den schon gezeigten Abbildungen hervorgeht, sind auch die Vorrichtungen zum Abflug und zur Landung der Flugschiffe außerordentlich verschieden. Das bis jetzt erfolgreichste Luftschiff, das Wrightsche, ruht, wenn es sich auf dem Boden befindet, auf Schlittenkufen; um es auf dem Lande fortzuschaffen, muß es auf zwei einrädrige Karren gesetzt werden, die auf einigen Abbildungen (z. B. Abb. 134), erkennbar sind. Da die Kufen etwas federn und das Fehlen eines Schwanzes es ermöglicht, den Flieger kurz vor der Landung mittels des Höhensteuers aufzurichten, um sowohl seine Geschwindigkeit zu vermindern, als auch durch den dabei zugleich erzeugten Auftrieb den Fall weiter zu mildern, so erfolgt das Landen der Wrightschen Flugmaschine außerordentlich sanft.

Weil die Kufen die Bewegung auf dem Boden natürlich stark bremsen, so kann der damit versehene Apparat auf diesen nicht anfahren. Er wird zum Zwecke des Anfahrens vielmehr auf einen mit zwei Rollen versehenen Balken (Abb. 136 u. 137) gesetzt. Damit der Flieger nicht abrutsche, ist der Balken mit kleinen Leisten k versehen. Mit Hilfe dieses Karrens und der kleinen an einer besonderen vorderen Querverbindung angebrachten Rolle gleitet der Flieger beim Anfahren auf einer 21 m langen hölzernen Schiene aus hochkant gestellten zölligen Bohlen.

Um den Flieger, der auf der Schiene an den Seiten mittels des einrädrigen Karrens oder durch einen Mann am Kippen ver-

Digitized by Google

hindert wird, nach Ingangsetzen seiner Maschine festzuhalten, benutzen die Wrights die in Abb. 135 dargestellte Vorrichtung. Das Halteseil ist um den Hebel A geschlungen, der durch die

Abb. 134. Wrightflieger mit breiten Luftschrauben auf seinen Karren.

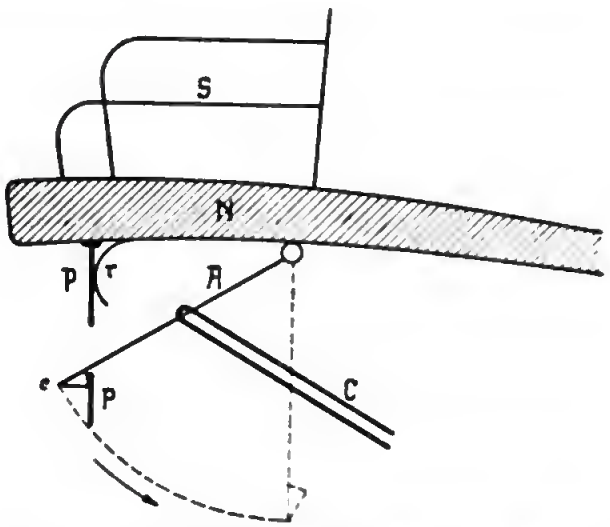


Abb. 135. Vorrichtung zum Halten des Wrightschen Fliegers vor der Abfahrt.

Nase P am Umklappen verhindert wird. Hat der Motor die normale Umlaufzahl erreicht, so läßt der Führer den Hebel in die gestrichelt gezeichnete Lage schnellen und der Flieger, der durch das Höhensteuer am zu frühen Steigen verhindert wird, bewegt sich auf der Schiene nach vorn.

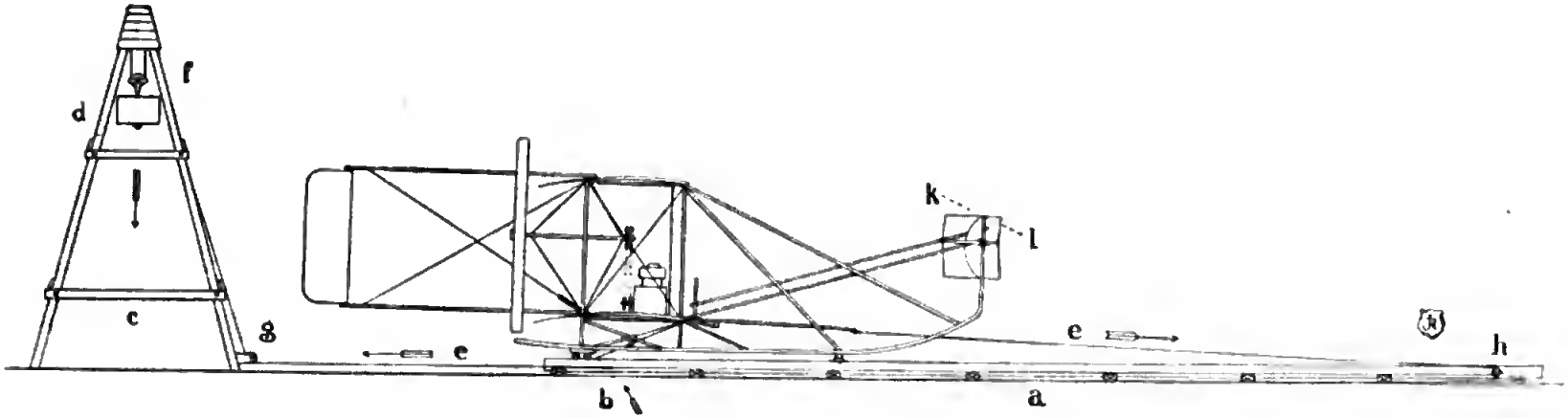


Abb. 138. Abflugvorrichtung des Wrightfliegers.

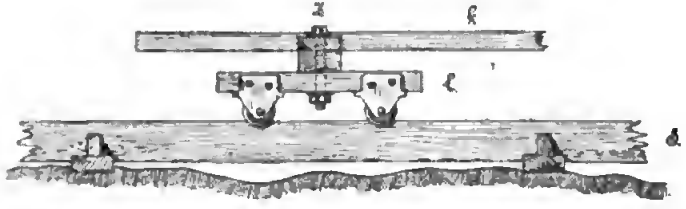


Abb. 136. Karren der Wrightschen Abflugvorrichtung.

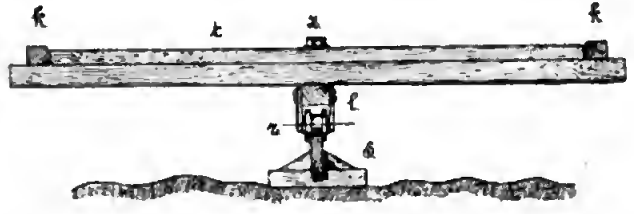


Abb. 137. Karren der Wrightschen Abflugvorrichtung.

Bei Gegenwind genügt diese Abflugart. Bei Windstille dagegen müßte die Schiene länger sein. Um auch ohne Wind bei der kurzen Schiene abfliegen zu können, ist der auf Abb. 138 dargestellte 8 m hohe Bock angeordnet, in dem ein 700 kg schweres Gewicht hochgewunden werden kann. Das Seil, an dem das Gewicht hängt, ist an der Schiene entlang über eine vorn

Abb. 139.

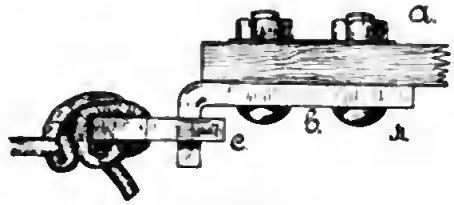


Abb. 140.

angebrachte Rolle und von dieser wieder zum Flieger geführt. An diesen ist es mittels der auf Abb. 139 dargestellten Oese an einem Haken befestigt, wie Abb. 140 in der Zusammenstellung erkennen läßt.

Abb. 141. Anflug des mit 2 Mann besetzten Wrightfliegers.

Beim Abflug unterstützt das rd. 5 m fallende Gewicht die Schrauben und bewirkt, daß nach 3 Sekunden die erforderliche Fluggeschwindigkeit sicher erreicht ist. Die durch das Fallgewicht erzielte Mehrleistung beträgt $\frac{700 \cdot 5}{3 \cdot 75} = \sim 15$ PS.

Der Anflug dieses mit zwei Mann besetzten Wrightfliegers ist auf Abb. 141 dargestellt. Das Fallgewicht ist etwa zur Hälfte abgelaufen. Damit der Flieger nicht kippe, läuft ein Mann an der Seite mit. Außerdem sucht Wright noch durch seine Steuerung die gerade Lage des Fliegens zu erhalten. Die rechte

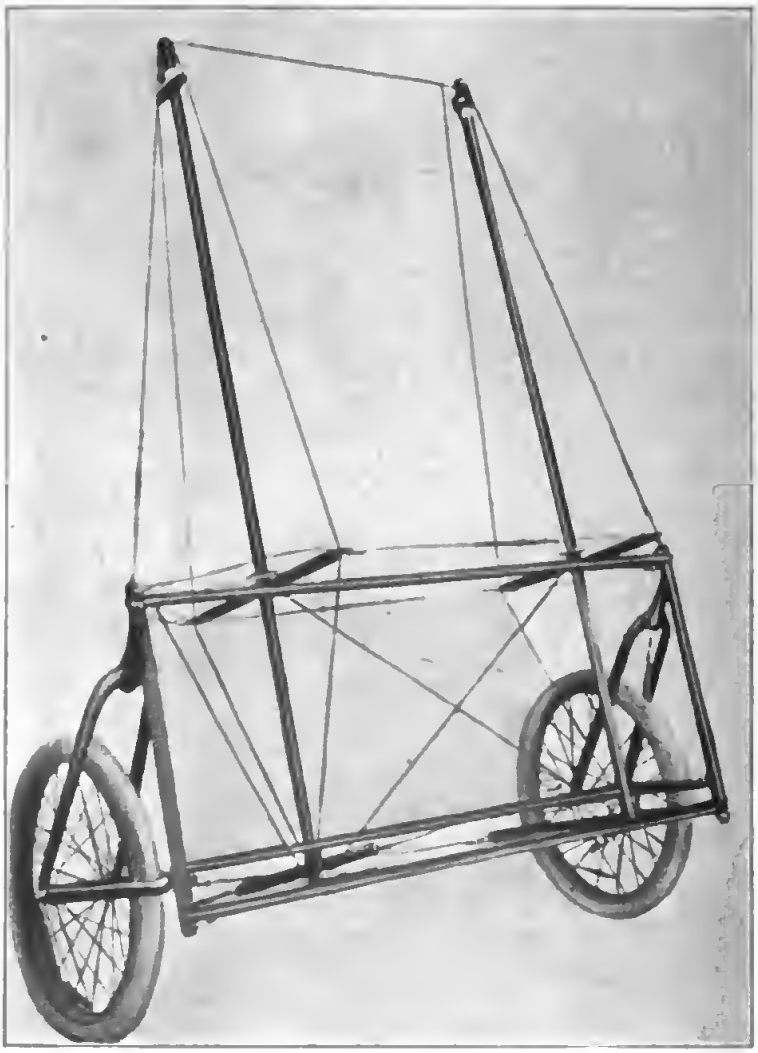


Abb. 142. Rädergestell der Voisinflieger.

hintere Seite erscheint auf dem Bilde deutlich nach unten verwunden. Man erkennt ferner, wie das Höhensteuer nach unten gedrückt ist, um ein vorzeitiges Ablösen des Fliegers von der Schiene zu verhüten.

Die Wright'sche Abflugvorrichtung ist häufig abfällig beurteilt worden. Es muß zugegeben werden, daß es wünschenswert

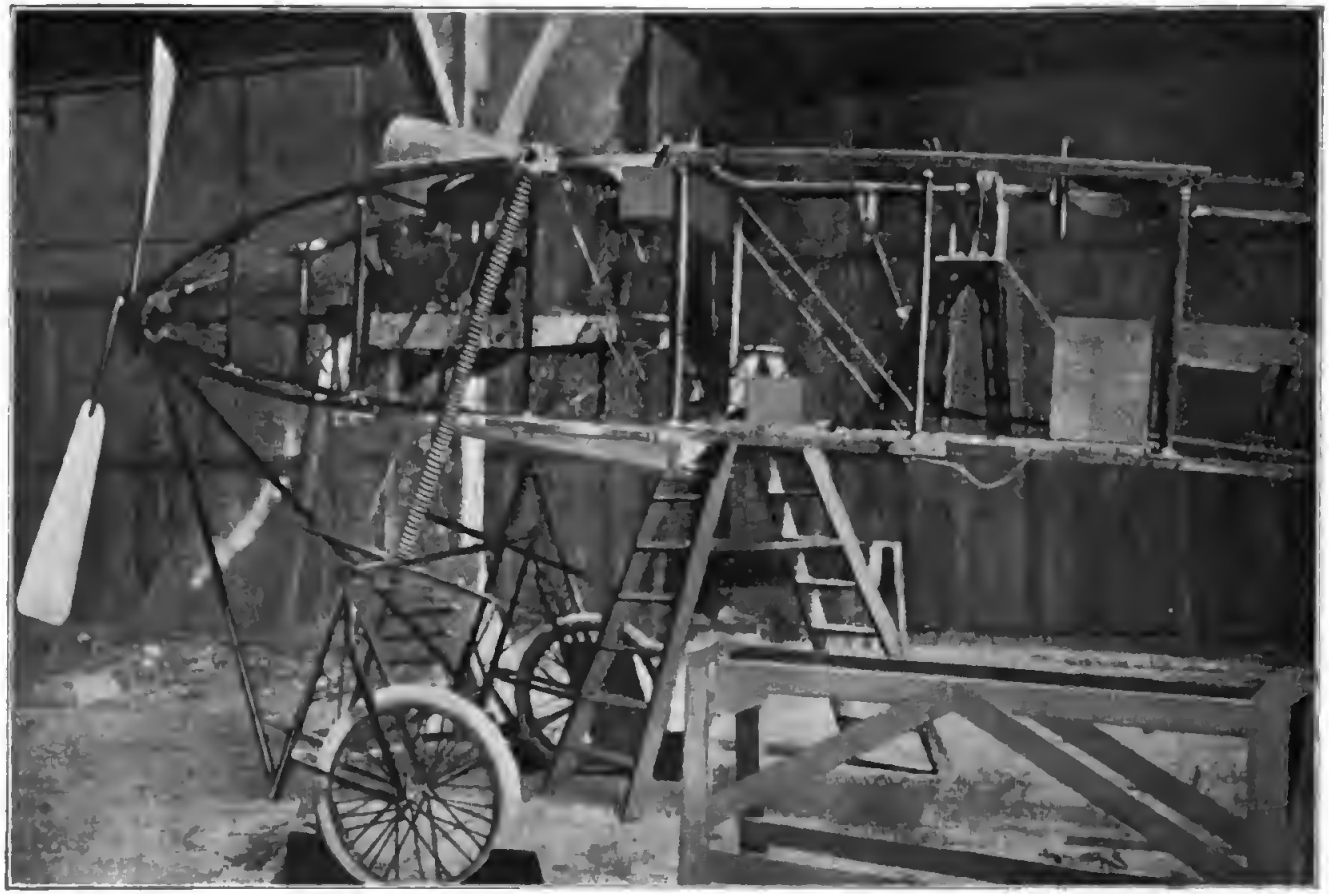


Abb. 143. Fahrgestell der Voisinflieger.

ist, ohne sie auszukommen und sich womöglich ohne jeden Anlauf oder nach einem sehr kurzen vom Boden zu erheben. Andererseits bietet sie aber den nachher zu bespreehenden anderen Abflugvorrichtungen gegenüber doch erhebliche Vorteile. Vor allem weiß der Fahrer nach 3 Sekunden, ob er fliegt oder nicht. Zurzeit, wo es hauptsächlich darauf ankommt, erst überhaupt einmal zu fliegen, ist das sichere vom Boden Abkommen ein wesentlicher Vorteil. Die Abflugvorrichtung setzt den Fahrer außerdem in die Lage, weil er oft und bestimmt in die Höhe kommt, sich eine ganz andere Uebung anzueignen, als bei den anderen Vorriehtungen, mit denen man sich vielleicht gerade am Ende des Flugplatzes vom Boden abhebt. Außerdem kann die Schiene auf jedem Boden, auf Sturzacker, aufgeweichter Erde, auf einem Sehiff u. dgl. aufgestellt werden, und erlaubt den Abflug da, wo er mit Hilfe anderer Vorrichtungen ausgesehlossen wäre. Will man das Mitschleppen eines Gewichts sparen, so kann man dies durch einen Wassersack, eine Anzahl Steine oder dgl. ersetzen, wie man statt des Mastes sich einer Mauer oder eines Telegraphenpfostens bedienen kann.

Gegen die Abflugvorrichtung spricht natürlieh der Umstand, daß es nach einer erzwungenen Landung fern von ihr nicht möglich ist, auch bei ebenem Boden aufzusteigen.

Hierin günstiger ist die französische Aufflugart, bei der der Flieger auf einem Rädergestell ruht. Die Räder sind meist gewöhnliche Fahrradräder mit Luftreifen besonderer Haltbarkeit. Die Bauart eines solchen Fluggestells, wie es die Brüder Voisin ausgebildet haben, ist aus den Abb. 142 u. 143 ersichtlich. Der spitz zulaufende Hohlträger, der beim fertigen Flieger zur Verminderung des Luftwiderstandes mit Stoff bespannt ist, trägt den Motor, das Steuerrad und den Führersitz. An diesem Körper sind federnd die Räder befestigt. Damit sie beim Landen unter Seitenwind nicht beschädigt werden, sind sie drehbar angeordnet. Sie erlauben also dem Apparat unter einem Winkel zu seiner Längsachse zu rollen.

Eine andere Ausführung der Räder zeigt Abb. 144, die die Räder des Blériotschen Apparats zeigt. Die Radgabel sitzt an einer abgefederten Stange.

Die Räder haben den nicht zu unterschätzenden Vorteil, daß der Flieger seine Fahrvorrichtung stets bei sich hat und daß er auf ebenem, in der herrschenden Windrichtung genügend ausgedehntem Gelände aufsteigen kann. Zum Anfahren ist eine Strecke von mindestens 50, meist 100 bis 200 m und darüber erforderlich. Da der Boden selten in dieser Ausdehnung nach allen Windrichtungen genügend fest und eben zu finden ist, ist es auch einem mit Anlaufrädern versehenen Flieger durchaus

nicht möglich, überall aufzusteigen. Dazu kommt, daß der Vorteil, unter Umständen Zwischenlandungen machen zu können, durch ein ziemlich erhebliches Mehrgewicht erkauft ist. Das Rädergestell der Voisinschen Flieger wiegt mindestens 75 kg. Da der auch nicht unbedingt erforderliche Schwanz dieser Apparate etwa ebensoviel wiegt, so führt dieser Flieger mindestens 150 kg nicht unbedingt nötiges Gewicht mit sich.

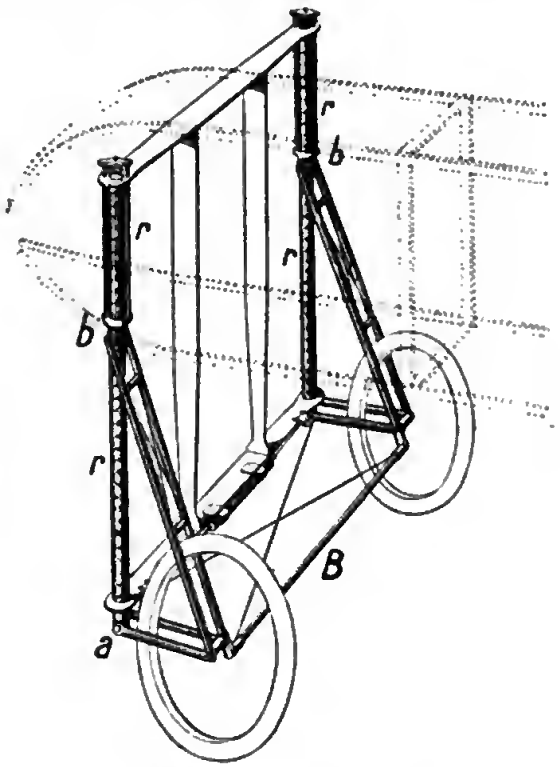


Abb. 144. Fahrgestell des Blériot-Fliegers.

Ein Ausschreiben der amerikanischen Militärverwaltung, das von einem Flieger forderte, er solle sich auf dem Wasser niederlassen und von dort auffliegen können, legt die Frage nahe, welche Vorteile die Möglichkeit bietet, einen Flieger schwimmfähig und so zu bauen, daß er vom Wasser abfliegen kann.

Den Flieger schwimmfähig zu machen, ist sehr leicht möglich, da er zu einem Gewicht von 500 kg nur Luftkufen oder einen wasserdichten Leib von 500 l, also ½ cbm Inhalt zu besitzen braucht. Nimmt man 2 Kufen an, so hat eine solche von ¼ cbm Inhalt bei einer Länge von 2,5 m nur einen Durchmesser von 36 cm nötig, liefert also beim Anfahren auch nur einen geringen Wasserwiderstand. Bei Unfällen bietet die Wasserfläche den Vorteil, daß der Apparat weniger beschädigt wird und der Fahrer

nicht im gleichen Maße wie auf dem Lande gefährdet ist. Daß bisher die Versuche mit Fliegern auf dem Wasser ungünstig verlaufen sind (es sei an die von Langley und Kreß erinnert), beweist nicht die Unmöglichkeit dieser Abflugsart.

Andere Abflugvorrichtungen sind bisher nur im Modell versucht worden; so die des Reg.-Rats Hoffmann. Wie aus Abb. 145 hervorgeht, ruht sein Maschinchen auf Stelzen. Diese werden nach dem Anfahren nach vorn und hinten geschlagen und sollen durch den hierbei erzeugten Fall den zum Schweben erforderlichen Luftdruck erzeugen und die Anlaufstrecke verkürzen. Da-

Abb. 145. Flugmaschinen-Modell auf Stelzen von Hoffmann.

durch, daß das Apparatgewicht die Stelzenhöhe herabfallen kann, wird ihm natürlich die Falleistung zugeführt. Ob es indessen für einen großen Flieger ratsam ist, seinen Fallbock mitzuführen, ist zweifelhaft, abgesehen von dem unangenehmen Gefühl, bei etwas starkem Wind den schwanken Turm zu besteigen.

Eine andere, wohl nur für motorlose Gleitflieger geeignete Abflugvorrichtung Hoffmanns ist auf Abb. 146 dargestellt. Die Platte ruht auf zwei Gelenkstangen. Zum Zwecke der Abfahrt wird sie nach vorn gestoßen und erteilt im Falle dem Flieger die erforderliche Fluggeschwindigkeit. Einfacher und wirksamer dürfte auch hier eine Vorrichtung nach Art der Wrightschen sein, die beim Gleitflieger entsprechend kleiner sein kann.

Ersetzt man die Kraft des Fallgewichts im Wrightschen

Fallturm durch den Zug eines Wagens oder mehrerer Männer, so hat man eine für den Abflug eines Gleitfliegers genügende Kraft zur Verfügung. So hat sich der Engländer Pilcher im Jahre 1899 von Knaben an einem Seil, dessen Geschwindigkeit durch einen

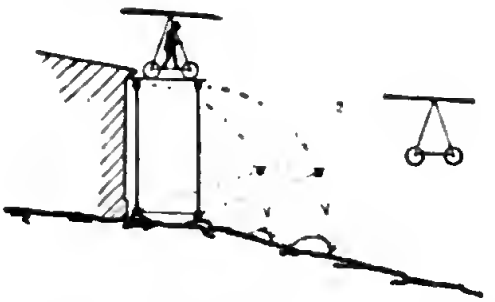


Abb. 146. Abflugvorrichtung für Gleitflieger von Hoffmann.

Flaschenzug erhöht wurde, auf seinem Flieger wie einen Drachen in die Höhe ziehen lassen. Oben klinkte er die Zugschnur aus und segelte dann im Gleitflug zu Boden. Diese Vorrichtung dürfte die für den Abflug eines Gleitfliegers geeignetste sein.

Um die Beschleunigung des Fliegers zu erleichtern, stellt man ihn natürlich so, daß während des Anlaufs der Flugwinkel möglichst gleich Null ist, die Flächen also scharf die Luft durchschneiden, ohne dabei schon nennenswert zu heben. Erst am

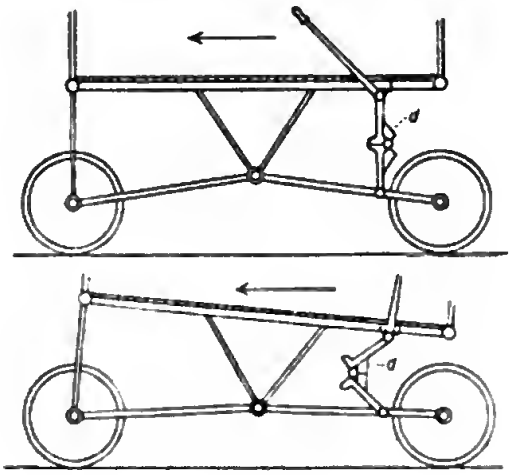


Abb. 147.

Ende des Anlaufs wird durch Verstellung des Höhensteuers der Flugwinkel geändert. Wright und Voisin machten dies so. Eine Vorrichtung, die dasselbe auf konstruktiv nicht ganz einfache

Weise zu erreichen sucht, ist die 1895 von Hoffmann geplante und später von Jetho angewandte, die Abb. 147 zeigt. Die obere Darstellung gibt die Anfahrstellung, während die untere die Abfluglage darstellt.

3. Die Motoren der Luftfahrzeuge.

Die Hauptabmessungen eines Fliegers werden durch die Größe seiner Tragflächen und diese wieder von der mitzuführenden Nutzlast und dem Eigengewicht des Fliegers bedingt. Eines der größten Gewichte, von dem die Abmessungen des Fliegers in hohem Maße abhängig sind, ist das des Motors. Ueber den zu benutzenden Motor muß man sich vor dem endgiltigen Entwurf des Fliegers daher vor allem klar sein.

Die erforderlichen Pferdestärken, die der Motor zu leisten imstande sein muß, sind schon an mehreren Stellen Gegenstand der Erörterung gewesen. Hier sei nur auf die Konstruktion der Flugmotoren selbst eingegangen und auf die Verhältnisse, die zur Beurteilung einer solchen Maschine in Betracht kommen.

Die Schwierigkeiten, einen Flugmotor zu bedienen, sind ganz andere, als bei einem Wagenmotor auf dem Lande oder einem Bootsmotor auf dem Wasser. Kann man sich in den beiden letzten Fällen bei einer Störung des Motors oft noch helfen, so ist dies in der Luft häufig unmöglich. Zwar bedeutet ein Versagen des Motors bei einem Luftschiff, bei dem der Auftrieb durch einen Ballon erfolgt, in den meisten Fällen noch keine Katastrophe. Der Ballon wird aus dem Flugschiff eben zum Freiballon, der auf die Benutzung der Luftströmungen angewiesen ist. Anders verhält es sich dagegen bei den Flugmaschinen. Von dem Arbeiten des Motors hängt nicht nur die Lenkbarkeit des Apparates, sondern natürlich auch sein Verbleiben in der Höhe ab. Die Zuverlässigkeit ist demnach die erste und wichtigste Bedingung, die ein Flugmotor erfüllen muß. Sie ist bei ihm von ganz anderer Bedeutung als beim Automobilmotor.

Gegen diese Forderung der Zuverlässigkeit tritt die andere, auch sehr wichtige der Leichtigkeit zurück. Wie aus den vorhandenen Konstruktionen zu ersehen ist, ist aber die Forderung der Leichtigkeit bei vielen Motoren bisher der der unbedingten Zuverlässigkeit übergeordnet worden, wodurch sie für ihren eigentlichen Zweck kaum brauchbar erscheinen. Ein kühner Sportsmann kann mit ihnen unter Umständen eine Glanzleistung von wenigen Minuten erzielen, für ernsthaften Dauerbetrieb sind sie indessen nicht geeignet.

Digitized by Google

Mit der Betriebssicherheit Hand in Hand geht die Forderung der Dauerhaftigkeit. Auch hiergegen zeigen die Konstruktionen zum Teil Verstöße. Nur die Dauerleistung, die der Motor herzugeben imstande ist, kommt beim Flugmotor ernstlich in Betracht. im Gegensatz zum Automobilmotor. Während der Wagenmotor mit seiner Höchstleistung nur selten und dann bloß auf kurze Zeit beansprucht wird, läuft der Motor der Flugmaschine wie ein Bootsmotor stets unter voller Last. Die mit ihm starr verbundenen Schraubenflügel schlagen die Luft bei der gleichen Umdrehungszahl fast stets in derselben Stärke, die nötig ist, der Maschine den erforderlichen Vorschub zu erteilen. Was nutzt hierbei ein Motor, dessen Lagerschalen schon nach einem Betrieb von einer kurzen Tagesleistung erneuerungsbedürftig sind?

Beim Gewicht des Motors ist noch eine Frage zu erörtern, die meist nicht genügend gewürdigt worden ist. Es kommt bei ihm nämlich nicht nur auf ein geringes Gewicht seiner Bauteile an, sondern auch sein Brennstoffverbrauch spielt eine ganz bedeutende Rolle. Sein geringes Gewicht kann völlig hinfällig sein, wenn der Brennstoffverbrauch so hoch ist, daß schon ein kürzerer Betrieb die Mitnahme einer Brennstoffmenge bedingt, deren Gewicht die Leichtigkeit des Motors wieder wettmacht.

Die eigenartigen Verhältnisse eines Luftfahrzeuges stellen indessen noch andere Forderungen, deren Erfüllung dem Konstrukteur obliegt, und auf die bisher nur wenig oder gar nicht hingewiesen worden ist. Die wechselnden Höhen, in denen ein Luftschiff sich zu bewegen bestimmt ist, bringen einen außerordentlich schnellen und bedeutenden Temperaturwechsel mit sich, den unsere heutigen Vergaser ohne weiteres nicht gestatten. Für diesen Fall sind Vorkehrungen zu treffen, die am besten selbsttätig die Temperatur des Gemisches konstant halten, oder wenigstens ihre leichte Regelung gestatten.

Nicht so einfach zu beherrschen dürfte der andere Einfluß sein, den die wechselnde Höhe mit sich bringt, nämlich die Verringerung des Luftdruckes mit der Erhebung über die Erdoberfläche. Bei den Automobilen sind die Höhen, in denen man fährt, nicht bedeutend, höchstens etwa 1000 m, es kommt hinzu, daß man die geringere Leistung des Motors hier durch die Wahl einer kleineren Uebersetzung wettmachen kann. Nicht so beim Luftschiff. Bei ihm verlangt man nicht nur stets die höchste Motorleistung, sondern man wird sich manchmal auch in größeren Höhen bewegen wollen, in denen die Luft noch weiter verdünnt ist. Daß die Luftverdünnung die Leistung des Motors ganz bedeutend herabsetzen muß, geht daraus hervor, daß das angesogene Luftgewicht ungefähr im Verhältnis der Verdünnung abnimmt. In noch größerem Maße geht die Leistung des Motors

herunter, da infolge des geringeren Kompressionsgrades sein Wirkungsgrad sinkt. Die Wirkung der Höhe ähnelt also einer Drosselung der Luftzufuhr des Motors. Der Umstand, daß der Gegendruck gegen den Auspuff auch geringer wird, kommt nur wenig in Betracht, da die Ausschubwiderstände doch nur einen so kleinen Teil der Motorleistung verzehren, daß ihre Verringerung kaum merkbar ist.

Bisher sind noch keine Einrichtungen getroffen worden, die schnelle Abnahme der Motorleistung mit der Höhe zu verhindern. Als einfachstes Mittel wird es sich vielleicht empfehlen, die Luft von der Stelle des Luftschiffs anzusaugen, wo sie verdichtet ist, nämlich hinter der Schraube, oder bei den unstarren Luftschiffen, die die pralle Ballonform dadurch bewahren, daß sie einen im Innern des Ballons befindlichen Luftsack (Ballonett) mittels eines Ventilators aufblasen, aus dem Zuleitungsrohr zu diesem. Es dürfte sich diese Art der Luftentnahme auch manchmal in den unteren Luftschichten empfehlen.

Ob der Umstand, daß infolge der geringeren Dichte der Luft in größeren Höhen der Luftwiderstand der Luftschraube nachläßt und eigentlich eine höhere Umdrehungszahl fordert, ein Uebersetzungsgetriebe zwischen Motor und Schraube oder eine Verstellung der Schraubenflügel nötig machen wird, ist zwar nicht wahrscheinlich aber keineswegs ausgeschlossen.

Bei der Vielgestaltigkeit der Konstruktionen der Flugmotoren kann man bemerken, daß man vielfach mit großer Frische und Ursprünglichkeit an die Lösung der Aufgabe, einen leichten Motor zu bauen, herangegangen ist. Unbekümmert um wirkliche und vermeintliche Konstruktionsgrundsätze ist man u. a. solche Wege gegangen, die sich auf einem früheren Standpunkt der Motorentechnik als ungangbar erwiesen hatten, die man aber heute zu beherrschen gelernt zu haben glaubt. Sind diese Anregungen, die von Mut und Vertrauen auf die eigene Kraft zeugen, auch mit großer Freude zu begrüßen, so muß andererseits aber auch anerkannt werden, daß die Ingenieure, wie Wright und andere, die von den vorhandenen Motor-Konstruktionen ausgingen und sie für den Sonderzweck möglichst erleichterten, hiermit beachtenswerte Erfolge erzielt haben. Welcher Weg am weitesten führen, oder ob eine Vereinigung beider eintreten wird, ist heute noch nicht zu entscheiden.

Im folgenden seien einzelne der bekanntesten und bewährtesten Konstruktionen leichter Motoren vorgeführt und an den einzelnen Stellen auf die Einzelheiten und leitenden Gesichtspunkte näher eingegangen.

Als eine Konstruktion, die sich am engsten der vorhandenen des Automobil-Motors der betr. Fabrik anlehnt, sei die

der Süddeutschen Automobilfabrik Gaggenau angeführt. Im äußeren Aufbau unterscheidet er sich in nichts von den bekannten Motoren dieser Fabrik.

Der auf Abb. 148 u. 149 (Tafel 3) dargestellte Motor hat eine Bohrung von 155 mm bei einem Hub von 160 mm. Bei 1400 Umdrehungen ergibt er eine Bremsleistung von über 100 PS. Sein Gewicht beträgt einschließlich Schwungrad etwa 300 kg, so daß auf die Pferdestärke rund 3 kg kommen, was bei der Konstruktion als gering bezeichnet werden muß. Die Ventile befinden sich beide im Zylinderkopf und werden von oben durch eine Längswelle gesteuert. Der Ventilsitz besteht aus einer Stahlbuchse, die durch einen Ring niedergeschraubt wird. Es ist bekannt, daß bei dieser Ventilanordnung der Kompressionsraum die beste Gestalt bekommt. Seine Oberfläche und damit die Abkühlung des entflammten Gemisches ebenso wie die Erwärmung der neuen Ladung sind so gering wie möglich. Durch die Vermeidung der toten Winkel sind keine heißen Rückstände von der letzten Verbrennung vorhanden, an denen die neue Ladung sich entzünden könnte. Aus demselben Grunde ist man auch imstande, den Verdichtungsgrad höher zu treiben, als bei jeder anderen Ventilanordnung. Alle diese Umstände bedingen einen so günstigen Wirkungsgrad, daß man die vielleicht etwas schwierige Demontage, die eine Folge der über den Zylindern liegenden Nockenwelle ist, in Kauf nehmen kann. Auf eine andere konstruktive Ausbildung der hängenden Ventile sei später eingegangen.

Die Schwierigkeit der Schmierung der über den Zylindern angeordneten Nockenwelle ist dadurch umgangen, daß sie in Kugeln gelagert ist. Die Laufringe sind in besondere Buchsen gesetzt, wodurch infolge des größeren Umfanges dieser Ringe der Flächendruck kleiner und das Ausschlagen der Lager in dem weichen Aluminium vermieden wird. Der Antrieb der Nockenwelle erfolgt mit der Uebersetzung 1:2 durch das obere Kegelräderpaar, während die beiden unteren Kegelräder gleichen Durchmesser haben. Die senkrechte Zwischenwelle treibt mittels eines Schraubenräderpaares eine Querwelle, an der rechts und links der Magnet und die Wasserpumpe sitzen. Die Zündkerzen sind auf der Zeichnung nicht sichtbar, da sie auf der anderen Seite sitzen, auf der sich die Einlaßöffnungen befinden.

Die Kurbelwelle ist dreimal gelagert. Das Mittellager ist ein Gleitlager, während die Enden der Welle zur Verkürzung der Baulänge und Vereinfachung der Montage in Kugelringen laufen. Die Bohrungen in der Kurbelwelle dienen der Leitung des Schmieröles, das durch eine in der Abbildung nicht sichtbare Oelpumpe gedrückt wird.

Das Oel sammelt sich in dem unteren Teil des Gehäuses, das zweiteilig ausgebildet ist. Von besonderem Interesse ist die Ausführung der Zylinder. Zur Verringerung des Gewichts sind diese nämlich aus Aluminium gegossen. Als Lauffläche für die Kolben dienen gußeiserne Buchsen, die durch eingeschraubte Ringe festgehalten werden. Diese Art, Eisen mit Aluminium bei den Zylindern zu verbinden, scheint vorteilhafter zu sein, als bei der früheren Konstruktion von Antoinette, weil die heikle Verbindungsfuge und die Stehbolzen vermieden sind.

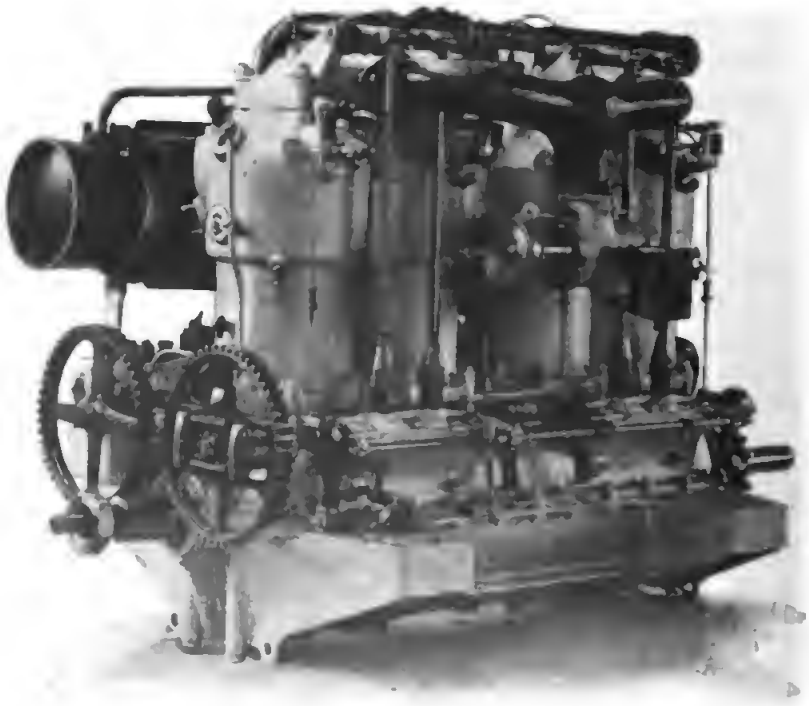


Abb. 153. Luftschiffmotor von Daimler.

Abb. 150 bis 152 (Tafel 4) zeigen einen 8-Zylinder-Motor derselben Bauart. Die Zylinderbohrung beträgt 165 mm und der Hub 160 mm, seine Leistung etwa 200 PS. Er ist in der Konstruktion eine Verdoppelung des eben beschriebenen 4-Zylinders. So besitzt er zwei Vergaser und zwei Magnete. Zum Anlassen dient eine Anlaßvorrichtung. Die Reihenfolge der Zündungen ist 1, 5, 2, 6, 4, 8, 3, 7, da zwei normale 4-Zylinderkurbelwellen hintereinanderliegen, von denen die zweite gegen die erste um 90° versetzt ist. Weil die Querwelle zum Antrieb beider Magnete verwendet wird, ist die Pumpe auf die Kurbelwelle gesetzt, was wegen der Anwerfvorrichtung ermöglicht wurde.

Den größeren 100 PS.-Daimler-Motor, von dessen Art 2 in das neue Luftschiff des Grafen Zeppelin eingebaut worden sind, zeigen Abb 153 bis 155. Wie aus diesen Abbildungen hervorgeht, ist die Konstruktion dieses Ballonmotors die der bekannten Mercedes-Rennmaschine. Die Auslaß-Ventile sind in gewöhnlicher Weise seitlich angeordnet und werden von unten durch eine besondere Nockenwelle gesteuert. Die Einlaßventile dagegen liegen im Zylinderdeckel. Sie können dadurch sehr groß gehalten werden.

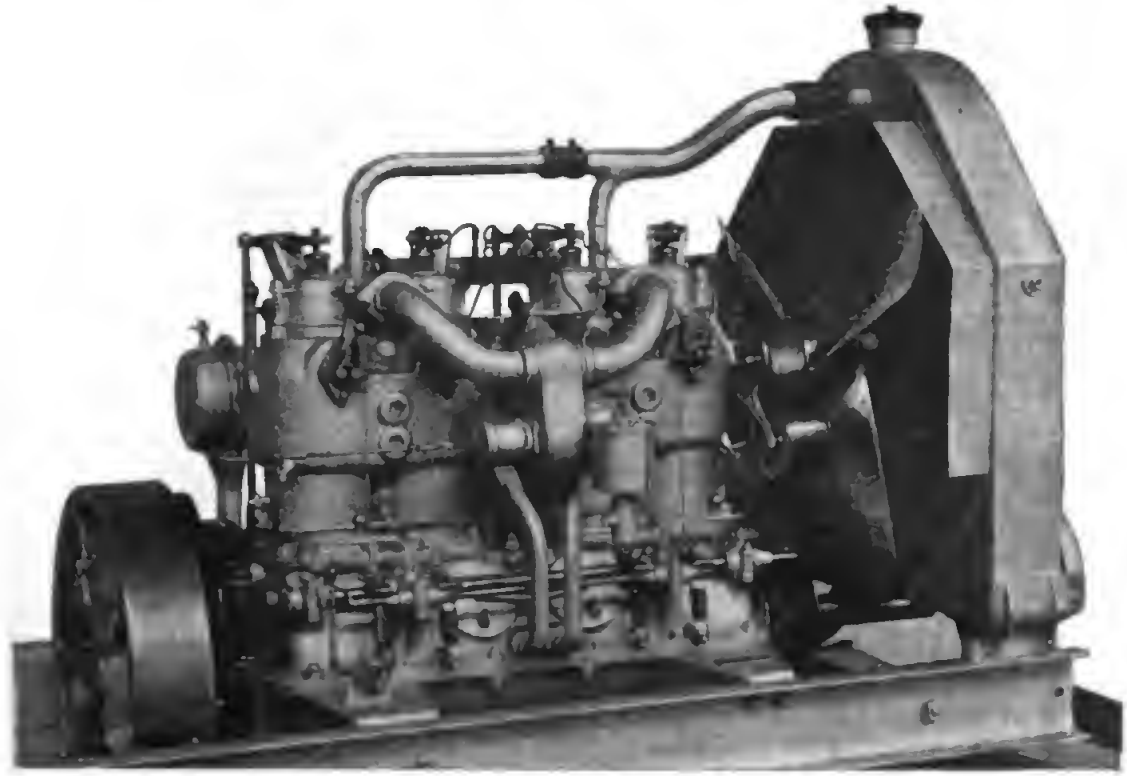


Abb. 154. Luftschiffmotor von Daimler.

Außerdem besteht der weitere Vorteil gegenüber der sonst von Daimler gewählten zweiseitigen Ventilanordnung, daß der Verbrennungsraum viel einheitlicher wird und der Verdichtungsgrad bedeutend höher getrieben werden kann. So beträgt bei den Mercedes-Rennmotoren das Verhältnis $\varepsilon = \frac{V_h + V_c}{V_c}$ über 5. Bei dem abgebildeten Flugmotor dürfte diese Größe einen ähnlichen Wert haben. Die Einlaßventile werden durch Schwinghebel betätigt, deren Druckstangen durch eine zweite Nockenwelle bewegt werden. Auf eine Einkapselung der Zahnräder für die Steuerwelle scheint verzichtet worden zu sein in der Annahme, daß

Luftschiffmotoren sich während des Betriebes immer in der staubfreien Höhenluft aufhalten.

Trotz der großen Verbesserungen, die die Magnetkerzenzündung in letzter Zeit durchgemacht haben, hat Daimler seine bekannte Abreißzündung beibehalten. Nicht einmal in der Gestalt des Abreißflansches ist er von der bekannten Form abgewichen. Neu ist dagegen die Wasserkühlung des Auspufftopfes durch die die Temperatur der Auspuffgase mit Sicher-

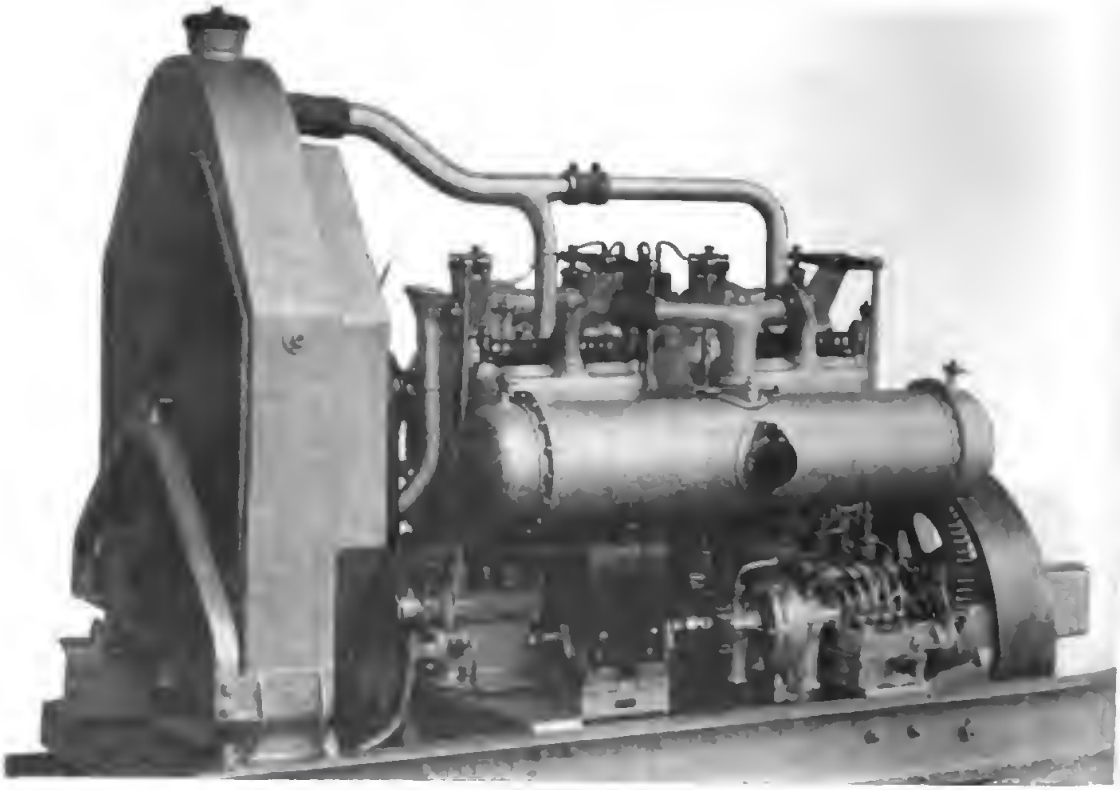


Abb. 155. Luftschiffmotor von Daimler.

heit so weit herabgedrückt worden ist, daß sie keine Gefahr für den Ballon abgeben können.

Der Motor, dessen normale Umdrehungszahl 1200 beträgt, macht den Eindruck hoher Betriebssieherheit und hat in dem harten zehnstündigen von der Motorluftschiff-Studiengesellschaft veranstalteten Dauerbetrieb in Reiniekendorf vorzüglich abgeschnitten.

Das gleiche gilt auch von dem in den Werkstätten der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft gebauten Sechszylinder der Neuen Automobilgesellschaft, der auf den Abb. 156 bis 158 dargestellt ist. Wie man sieht, sind die Konstrukteure auch dieses

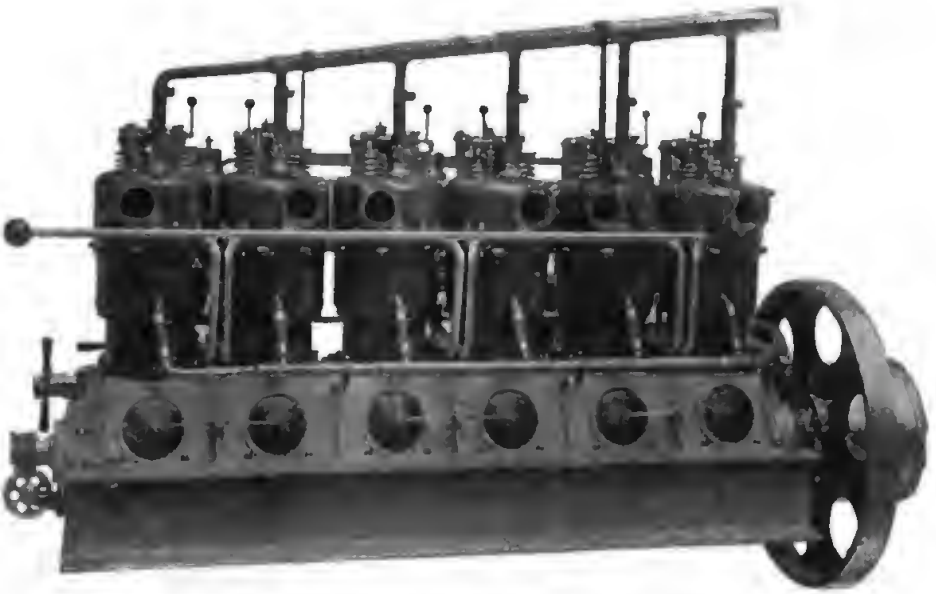


Abb. 156. N.-A.-G.-Flugmotor. Auspuffseite.

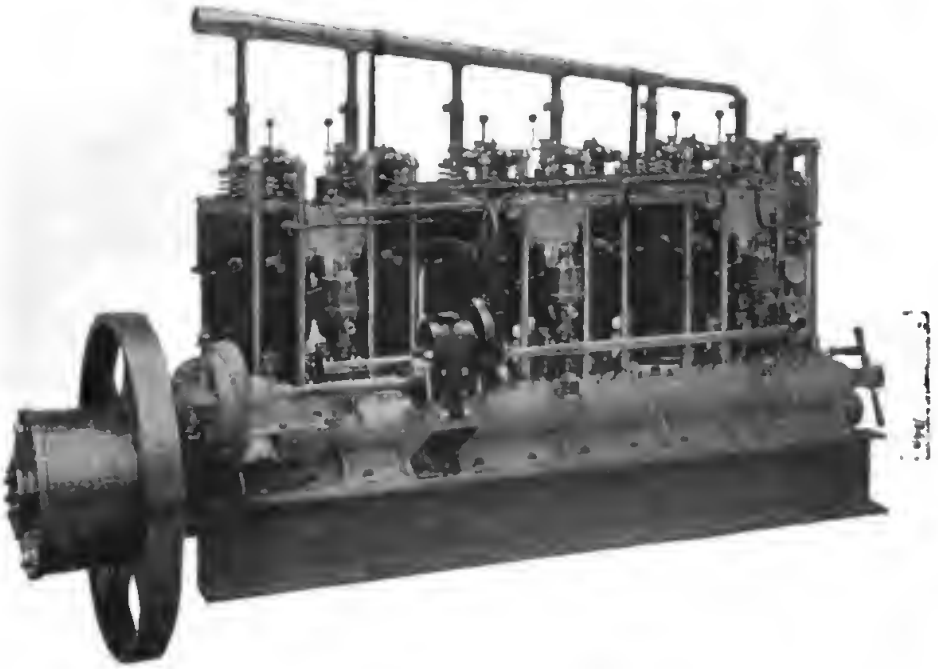


Abb. 157. N.-A.-G.-Flugmotor. Vergaserseite.

Motors nicht allzuweit von dem bekannten und bewährten Aufbau der Automobilmaschine abgewichen. Bemerkenswert ist, daß an dem ganzen Motor kein Aluminium verwandt ist. Zur Er-

zielung eines einheitlichen, möglichst abgerundeten Verbrennungsraumes sind beide Ventile, das Saug- wie das Anlaßventil, hängend angeordnet. Alle Ventile werden von einer gemeinsamen Nockenwelle gesteuert. Im Gegensatz zu dem Motor der Süddeutschen Automobilfabrik Gaggenau liegt aber die Nockenwelle nicht über dem Zylinder, sondern im Kurbelkasten und steuert die Ventile durch Schwinghebel.

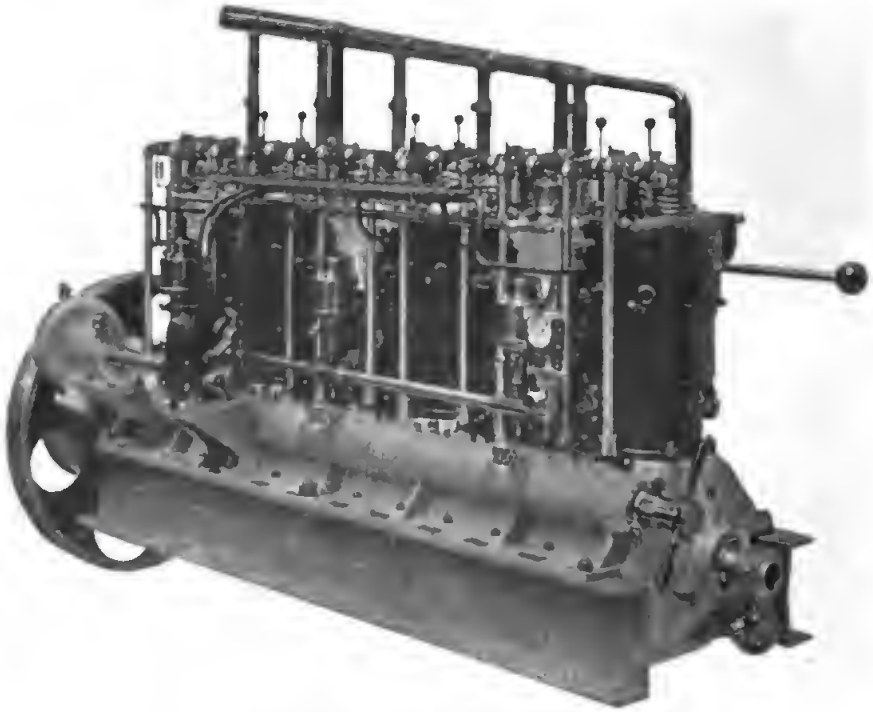


Abb. 158. N.-A.-G.-Flugmotor.

Die Steuerwelle kann zur Erleichterung des Ingangsetzens durch Drehen der am vorderen Ende sichtbaren Handgriffe in ihrer Längsrichtung verschoben werden. Das Anlassen dieser mehr als 100 PS entwickelnden Maschine erfolgt durch Druckluft, deren Behälter von den Auspuffgasen wieder aufgefüllt werden kann. Das auf der Abbildung sichtbare Manometer dient zur Messung der Druckluftspannung. Für das Anlassen sind besondere kleine Ventile vorgesehen. Die Druckluftleitungen sind besonders auf der Abb. 156 erkennbar, die die Auspuffseite des Motors zeigt. Dicht vor dem Zylinder sind die Preßluftrohre durch Hähne verschließbar, die durch die mit einem Knopf versehene Stange bedient werden können.

Die Zylinder besitzen bei einem Kolbenhub der Maschine von 130 mm eine Bohrung von 150 mm. Sie sind aus Stahl her-

gestellt, während der Zylinderkopf aus Grauguß besteht. Also auch bei diesem Motor ist ähnlich wie bei Antoinette und Gaggenau die aus dem Dampfmaschinenbau bekannte Anordnung angewandt, zu den Laufflächen ein anderes Material zu verwenden, als zu den Zylinderteilen, in denen die Ventile sitzen. Die Wassermäntel bestehen aus Kupfer und sind an den Stahlzylindern durch Verschraubung befestigt.

Die Kühlwasserpumpe und ein Hochspannungsmagnet von Bosch werden durch eine gemeinsame Welle angetrieben. Die Verschraubungen neben den Zündkerzen verschließen Oeffnuugen, in die bei Verwendung einer Hilfszündung weitere Kerzen geschraubt werden können. Die vorn an der Kurbelwelle sichtbare Schnecke dient zum Antrieb eines Oelers.

Eigenartig ist bei dem N.-A.-G.-Sechszylinder die Anordnung von 3 Vergasern. Jeder Vergaser ist mit selbsttätiger Zusatzluftregelung versehen, die durch einen Ringschieber erfolgt, der über dem zur Einstellung des Gemisches dienenden Drehschieber angebracht ist. Eine gemeinsame Bedienungsstange verbindet die 3 Drehschieber. Durch die Anordnung dreier Vergaser ist zunächst die auffallende Kürze der Saugleitungen erreicht. Ferner ist erzielt, daß jeder Zylinder den gleichen Saugwiderstand findet, und daß sein Arbeiten unabhängig von dem der anderen Zylinder wird. Endlich können zur Not 4 Zylinder weiter arbeiten, falls 2 Zylinder durch eine Störung an einem Vergaser eine zeitlang außer Tätigkeit sein sollten.

Weiter sei noch auf das armlose Gehäuse hingewiesen, dessen dünne Stahldeckel durch Bügel verschlossen werden können; durch Lösung einer der Flügelmuttern läßt sich der Bügel herumdrehen, so daß die Teller entfernt werden können. Die Oeffnungen sind genügend groß, um zu den Pleuel- und Grundlagern gelangen zu können.

Der Motor wiegt mit allen den auf der Abbildung sichtbaren Nebenteilen 350 kg, so daß etwa 3 kg auf die Pferdestärke kommen. Es ist diese Zahl eine Bestätigung der gelegentlich der Beschreibung des Gaggenauer Motors geäußerten Ansicht, daß man mit der bei Automobilmotoren üblichen Bauart nicht weit unter diese Grenze gelangen kann. Ueber die Verteilung der Gewichte dieses Motors gibt die von O. Winkler herrührende Aufstellung (Tafel 5) Auskunft. Abb. 159 bis 171 (Tafel 6 bis 9) zeigen noch weitere Einzelheiten des Motors.

Einige Angaben aus einem Versuchsprotokoll dürften noch von Interesse sein:

Gewicht des Motors mit Schwungrad und Zubehör	401,3 kg
Benzinverbrauch	0,281 kg/PS Std.
(verbessert auf 0,258 kg)	

Abgase:	CO_2	11,23
	O	0,39
	CO	0,91
Gewicht des Kühlers (Bauart Dr. Zimmermann) mit Zubehör		75,7 kg
Nachfüllung von Kühlwasser in 10 Stdn.		5,75 „
Temperatur des eintretenden Kühlwassers . . .		79,5°
„ „ austretenden „ . . .		67,5°
„ der eintretenden Luft		23,4°
„ „ austretenden „		41,1°
Luftgeschwindigkeit vor dem Kühler		4,8 skm.

Die vorher beschriebenen Motoren lassen erkennen, wie weit man es in der Gewichtserleichterung eines normalen Explosionsmotors bringen kann. Es dürfte kaum möglich sein, unter Beibehaltung des üblichen Motoraufbaues diese Grenze wesentlich zu überschreiten. Der Grund hierfür liegt unter anderm darin, daß das Kurbelgehäuse ein ziemlich großes totes Gewicht darstellt, und daß ferner die einzelnen Teile der schweren Kurbelwelle nur während eines kleinen Teiles von je zwei Umdrehungen beansprucht und daher ihrem Gewichte entsprechend nicht genügend ausgenützt werden. Während man daher mit einer Aenderung des Materials oder Verminderung der Materialstärken bei den normalen Motoren nicht viel mehr wird erreichen können, scheint eine weitere Herabsetzung des Gewichts noch durch die Aenderung der Anordnung der Motorteile möglich.

Bei der Konstruktion eines Motors von möglichst geringem Gewicht muß vor allem der Grundsatz befolgt werden, so wenig Teile wie möglich anzuwenden, und die wenigen bis zur zulässig höchsten Grenze zu beanspruchen. Teile, in denen dies bisher nicht der Fall ist, sind das Gehäuse und die Kurbelwelle, die weit besser ausgenutzt werden, wenn man nicht alle Zylinder, wie meistens üblich, in der Ebene der Kurbelachse, sondern sternartig in Ebenen senkrecht zur Achse anordnet. Den ersten Schritt auf diesem Wege zeigt der Antoinette-Motor von Levavasseur.

Der bekannte Motor, den die Abb. 172 zeigt, ist die ursprüngliche Ausführung. Er besitzt 8 Zylinder, von denen je 4 in einer Reihe hintereinander stehen. Die zweite Reihe ist gegen die erste um die halbe Breite einer Kurbel versetzt. Die Kurbelwelle ist wie die eines gewöhnlichen Vierzylinders gekröpft. Sie ist, da die einzeln stehenden Zylinder genügend Platz lassen, fünfmal gelagert. Während die Einlaßventile selbsttätig sind, werden die Auslaßventile aller Zylinder durch eine gemeinsame Nockenwelle gesteuert. Die Zündung ist Kerzenzündung.

Da die Zylinder, die gemeinsam auf dieselbe Kurbel arbeiten, einen Winkel von 90° miteinander bilden, so folgen die Vorgänge

in beiden mit diesem Winkelabstand aufeinander. Die Zündungen folgen demnach in der einen Zylinderreihe wie beim Vierzylinder: 1, 2, 4, 3. In der andern Zylinderreihe beginnen die Zündungen

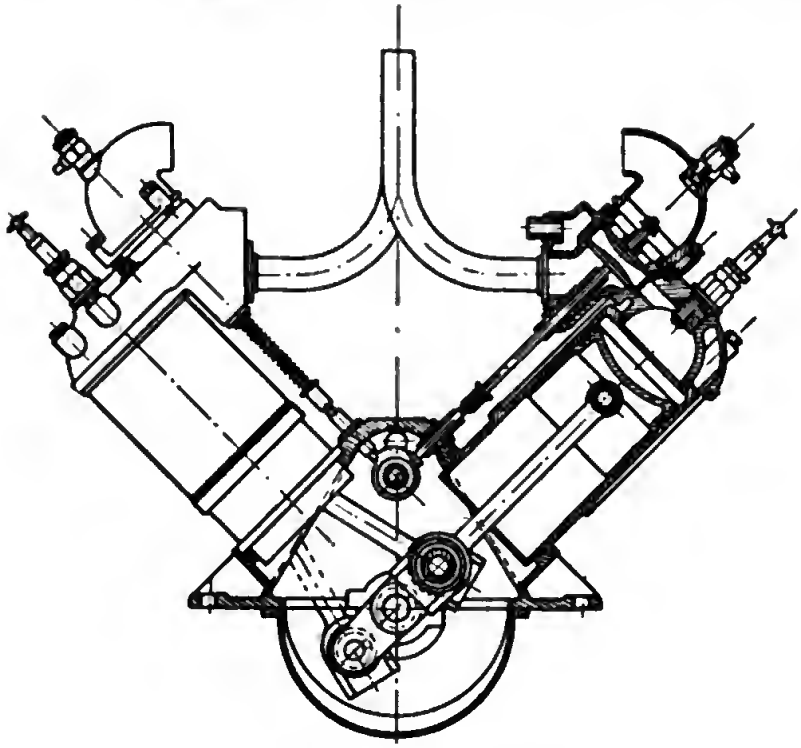


Abb. 172. Antoinette-Motor.

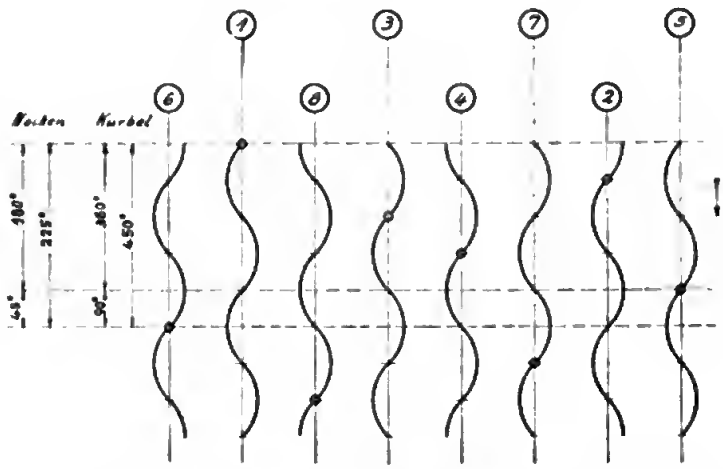


Abb. 173. Schaubild der Kurbelwege des Antoinette-Motors.

am andern Ende der Kurbelwelle, so daß zwischen 1 und 2 der einen Reihe Nr. IV der andern, zwischen 2 und 4 Nr. III, zwischen 4 und 3 Nr. I und zum Schluß II zündet.

Abb. 173 ist ein Schaubild der Kurbelwege in den einzelnen Zylindern. Die Kurven stehen unter ihren zugehörigen Zylindern. Die Teile der Kurven links von den Senkrechten veranschaulichen die Kurbelstellungen in den Einlaß- und Arbeitstakten, die Kurvenstücke rechts die Kurbelstellungen während der Auspuff- und Verdichtungstakte. Der Zündzeitpunkt ist durch einen Kreis bezeichnet. Wie man sieht, erfolgt alle 90° eine Explosion, das Antriebsmoment ist also so gleichförmig, daß ein Schwungrad völlig entbehrlich wird. Diese Nebeneinanderreihung von je 4 in V-Form gestellten Zylindern hat also den Vorteil, daß ein einziges, durch die Löcher für die Zylinder noch wesentlich erleichtertes Kurbelgehäuse für die doppelte Zylinderzahl ausreicht, wie sonst, ebenso wie die Kurbelwelle, die sonst nur für 4 Zylinder dient, für die doppelte Leistung benutzt wird.

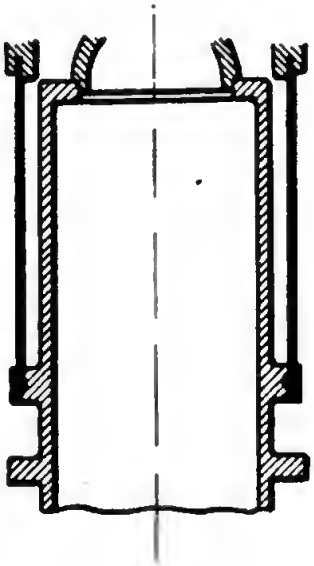


Abb. 174.

Außer diesen Vorteilen, die sich aus der allgemeinen Zylinderanordnung ergeben, ist bei dem Antoinette-Motor auch noch das Gewicht der einzelnen Teile so weit als möglich heruntergesetzt. Die Kurbelwelle enthält eine weite Bohrung. Das schwere Gußeisen ist außer für die rippenlosen Kolben nur für den Teil der Zylinder verwandt, in dem die Kolben laufen. Der Verbrennungsraum ist daran als Kopf mittelst Stiftschrauben befestigt und besteht aus Aluminium. Der Wassermantel ist aus dünnem Kupferblech hergestellt und mit dem Aluminium durch Verstemmen gedichtet. Am eisernen Zylinder bewirkt ein Schrumpfring aus Bronze die Dichtung. Diese Befestigung des Wassermantels, der nur einen sehr geringen Wasserraum umschließt,

läßt die Abb. 174 erkennen. Die patentierte Art der Befestigung der Zylinder auf dem Gehäuse ist aus Abb. 175 ersichtlich. Eine Schraube drückt mittels gemeinsamer Laschen auf die benachbarten Zylinder.

Die reichlich bemessenen Ventile arbeiten natürlich nicht unmittelbar auf Aluminium, sondern auf je eine Stahlbuchse. Einen Vergaser besitzt der Motor nicht, sondern das Benzin wird

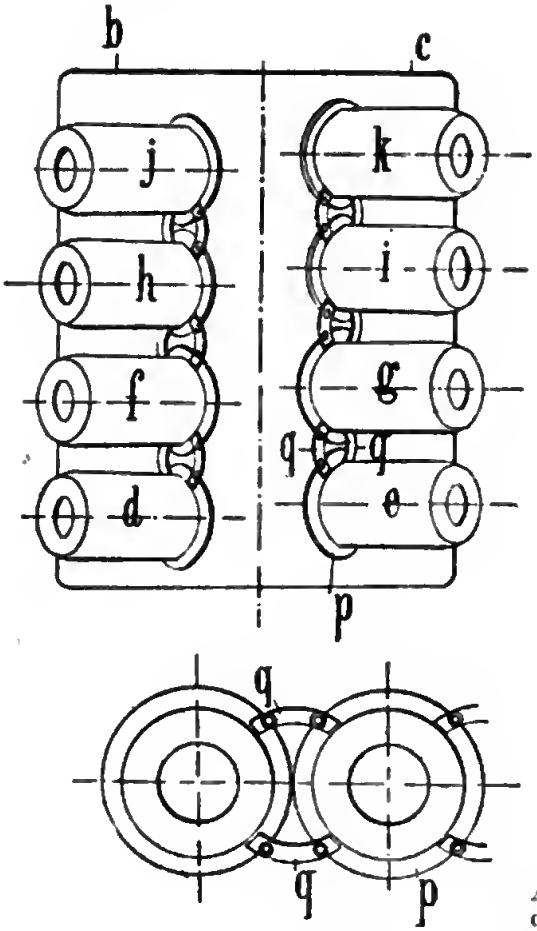


Abb. 175.

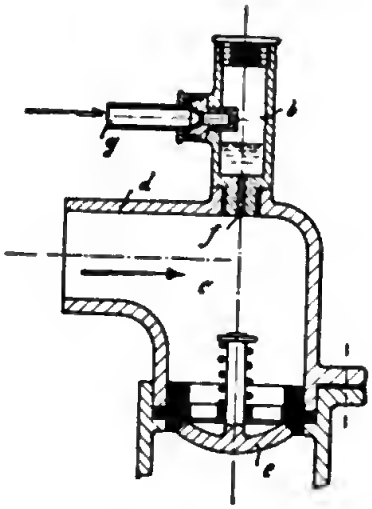


Abb. 176. Benzinzuführung zu dem ungesteuerten Saugventil des Antoinette-Motors.

durch dünne Kupferleitungen, deren Dichthaltung nicht ganz leicht ist, mittels einer kleinen Pumpe den einzelnen Zylindern zugedrückt. (Abb. 176.) Dieser durch den Wegfall des Vergasers und seiner weiten Rohrleitungen erreichten Gewichtsverringerung dürfte andererseits ein vermehrter Benzinverbrauch gegenüberstehen. Besser erscheint die Art, wie die Brüder Wright den Vergaser vermieden haben. Sie pumpen nämlich das Benzin in die

gemeinsame Saugleitung, in der sich Drahtsiebe befinden, die die Zerstäubung fördern.

Der Kopf der Pleuelstange (Abb. 177) ist ähnlich der bei Dampflokomotiven üblichen Anordnung ausgebildet, wobei die Bronze-Klötze a und b durch den Bolzen c gehalten werden. Die beiden Pleuelköpfe je zwei zusammengehöriger Zylinder

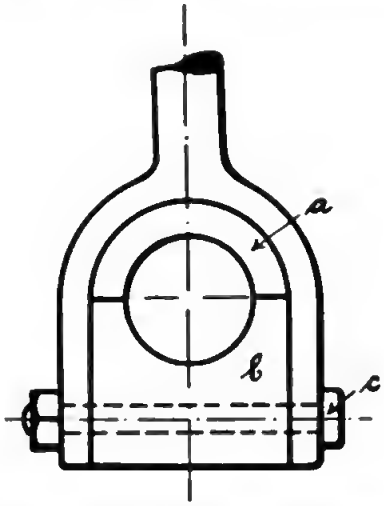


Abb. 177. Pleuelstangenkopf des Antoinette-Motors.

arbeiten nebeneinander auf einer Kurbel, wodurch der Flächendruck ziemlich hoch wird.

Im folgenden seien noch einige Angaben über einen Antoinette-Motor von 24 PS gemacht. Sein Gewicht beträgt 49 kg,

Abb. 178. Neuer Antoinette-Motor mit Luftschraube.

die Bohrung 80 mm, der Hub 90 mm, die Kolbenfläche also 50,3 cm² und das Hubvolumen 0,453 l. Da der Kompressionsraum 140 cm³ faßt, ist das Verdichtungsverhältnis $\varepsilon = 4{,}21$. Die günstigste Umdrehungszahl liegt zwischen 1500 und 1600, so daß die mittlere Kolbengeschwindigkeit etwa 4,80 m beträgt.

Die Abmessungen der Pleuellager sind außergewöhnlich gering. Schon bei 20 Atm. Explosionsdruck ergibt sich ein Flächendruck von 170 kg/cm². Es erscheint bedenklich, bei Flugmotoren für Dauerbetrieb solche Drucke zuzulassen.

Neuerdings sind die Antoinettemotoren bedeutend verbessert worden. Der Zylinder ist aus einem einzigen Stahlstück gearbeitet, und die kupfernen Kühlmäntel sind elektrolytisch aufgebracht.

Der neue Antoinette-Motor zusammen mit seiner zweiflügligen Schraube ist auf Abb. 178 dargestellt.

Interessant ist bei den V-förmigen Motoren noch die Frage, um welchen Winkel man die Auspuffnocken je zweier Zylinder, die auf dieselbe Kurbel arbeiten, gegeneinander zu versetzen hat. Wie man aus der Abb. 173 ersieht, folgen die beiden Zündungen, also auch die Eröffnungszeitpunkte der Ventile aufeinander in Abständen von 450° des Kurbelweges. Da die Nockenwelle im Verhältnis 1:2 übersetzt ist, ergibt sich für diese die Hälfte, also 225°. Infolge der Versetzung der Zylinder, die hier 90° beträgt, wird der Stößel von einem Umfangspunkt der Nockenwelle 90° früher erreicht. Die Nocken müssen demnach um $225° - 90° = 135°$ gegeneinander versetzt sein.

Allgemein hat man, wenn α der Winkel ist, den die Zylinder miteinander bilden, eine Zündfolge von $360 + \alpha$, was auf der Nockenwelle einem Abstand von $180° + \frac{\alpha}{2}$ entspricht. Aus dem oben angegebenen Grunde müssen die Nocken also einen Abstand von $180° + \frac{\alpha}{2} - \alpha = 180° - \frac{\alpha}{2}$ haben.

Die Nocken des Antoinette-Motors sind, wie man es früher allgemein machte, nach Abb. 179 aufgekeilt und ergeben durch

Abb. 179.

ihre Form sehr plötzliche Ventilbewegungen, um das Gas möglichst wenig zu drosseln. Die Schmierung erfolgt durch eine kleine Kolbenpumpe. Sie drückt das Oel in ein Kupferrohr, das sich im Motorgehäuse über der Nockenwelle im Gehäuse befindet, und aus dessen Löchern die einzelnen Schmierstellen versorgt werden.

Nachdem Levavasseur einen gangbaren Weg, leichte Motoren zu bauen, vorgezeichnet hatte, haben auch andere den Gesamt-

aufbau des Antoinette-Motors ihren Konstruktionen zugrunde gelegt. Die eigenartige Benzinzuführung aber durch dünne Kupferrohre hat wohl niemand weiter nachgeahmt, sondern man nimmt lieber das Gewicht des Vergasers und der Saugleitungen in Kauf, wobei man dagegen beim Dauerbetrieb infolge des gleichmäßigeren Brennstoffverbrauchs diesen Nachteil wieder wettmacht. Statt der Batteriezündung mit Hochspannungsverteiler ist man meist bei der an anderen Motoren üblichen Verteilung der Niederspannung oder bei der Magnetzündung geblieben.

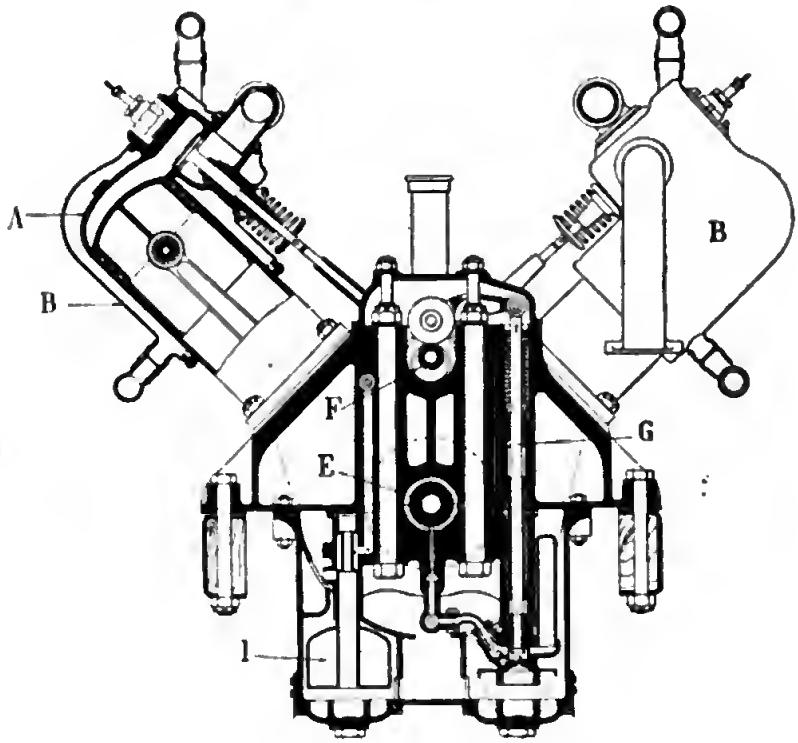


Abb. 180. E.-N.-V.-Motor.

Der auf Abb. 180 u. 181 dargestellte E.-N.-V.-Motor zeigt eine ähnliche Kurbelanordnung wie Antoinette, die, wie schon bemerkt, den Nachteil der hohen Flächendrucke in den Pleuellagern hat. Bemerkenswert ist bei ihm die Oelpumpe, die durch einen Nocken der Steuerwelle F betätigt wird. Das Oel wird den einzelnen Lagern durch besondere Rohre zugeführt.

Der Schwimmer I regelt selbsttätig den Zulauf frischen Oeles. Der Kühlmantel besteht, wie üblich, aus Blech. Magnet D und Wasserpumpe P sitzen auf derselben Welle.

Der E.-N.-V.-Motor hat 100 mm Zylinderbohrung bei einem Hub von 130 mm. Bei 1000 minutl. Umdrehungen leistet er 55 PS, bei 1500 Umläufen 75 PS.

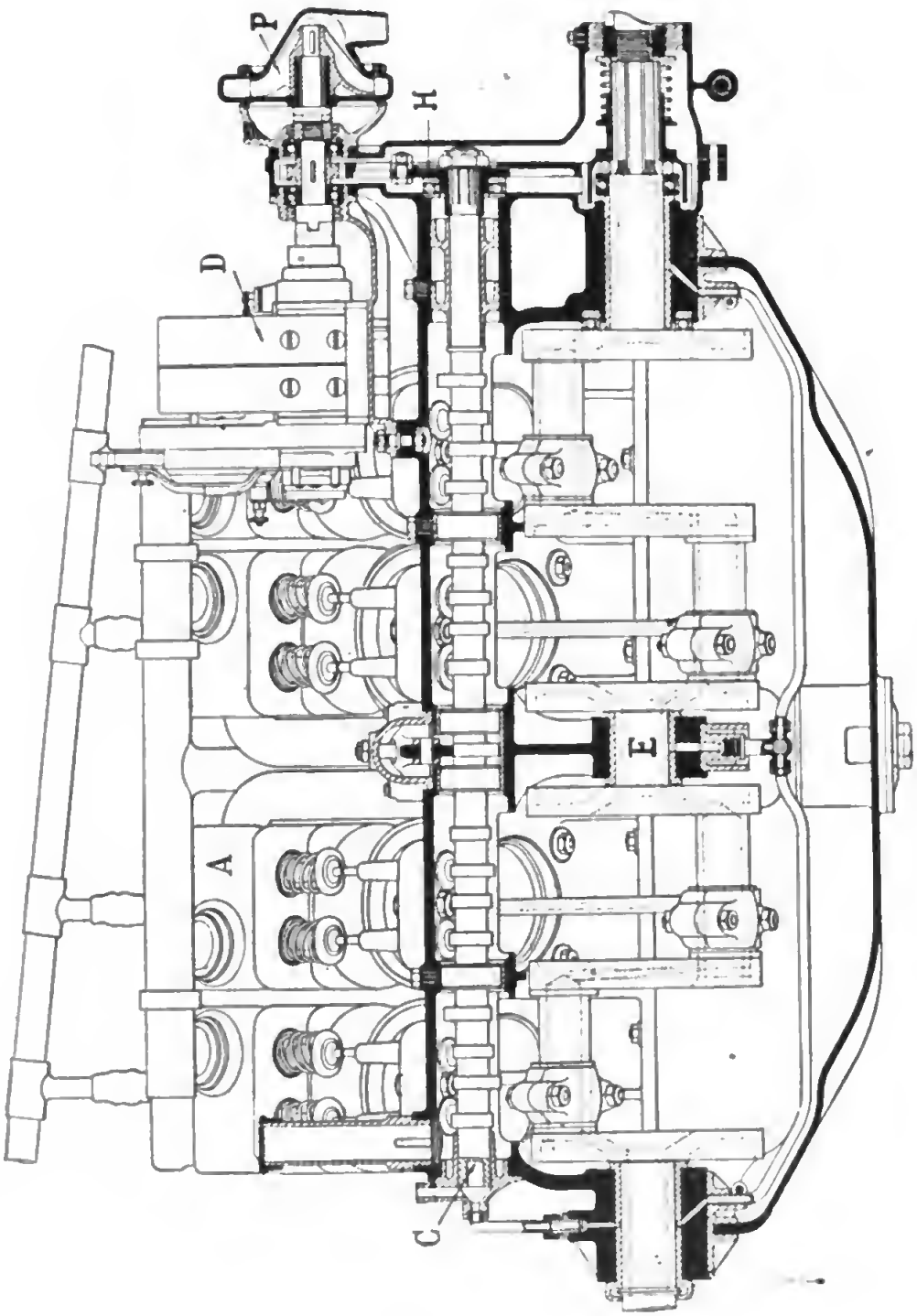


Abb. 181. E.-N.-V.-Flugmotor.

Ein sehr betriebssicherer Motor ist der in das Militärluftschiff eingebaute Körting-8-Zylinder, den Abb. 182 bis 184 (Tafel 10) zeigen. Bei ihm sind die Kurbellager so ausgebildet, daß nur die eine Kurbel mit breiten Lagern die Welle umfaßt, während die andere, auf denselben Zapfen arbeitende, gabelig ausgebildet ist und auf der Pleuelstange gelagert ist. Da sie an dieser Stelle nur schwingt, ist hier eine hohe Flächenpressung zulässig. Anordnung von Vergaser, zwei Magneten, Wasser- und Oelpumpe ist aus der Abbildung ohne weiteres ersichtlich. Die Saugventile sind im Gegensatz zu dem vorigen Motor hängend und werden daher durch Schwinghebel gesteuert.

Der Motor wiegt einschließlich der beiden Magnet-Apparate, Rohrleitungen, Vergaser usw. 200 kg und leistet mit seiner Zylinderbohrung von 116 mm und einem Hub von 126 mm 65 PS bei 1250 Umdrehungen und 72 PS bei 1400 Umdrehungen. Der Brennstoffverbrauch beträgt 0,3 kg und der Schmierölverbrauch 20 g die PS-Stunde.

Eine andere Möglichkeit, Gehäuse und Kurbel doppelt auszunutzen, bietet die Zylinderanordnung, wie sie Dutheil und Chalmers anwenden. Infolge der seitlichen Anordnung der Pleuelstangen und Kröpfung der Kurbel ist das Kippmoment außerordentlich klein, so daß der Motor sehr ruhig arbeitet. Abb. 185 gibt den Motor in Ansicht und Abb. 186 im Schnitt.

Die Zündkerzen (Abb. 187) sitzen zu zweien in einem Hahn. Durch Drehen des Kükens kann man eine Kerze abschalten und während des Betriebes auswechseln.

Weitere Angaben der betriebsfähigen Motoren ergibt folgende Tabelle:

Leistung PS	Anzahl der Zylinder	Bohrung mm	Hub mm	Gewicht kg	Preis Fr.
20	2	125	120	75 (90)	4 500 (6 000)
40	4	125	120	120 (135)	8 000 (10 000)
60	6	125	120	170 (180)	11 000 (13 000)
100	4	160	140	290 (350)	18 000 (25 000)

Die eingeklammerten Zahlen beziehen sich auf eine andere Type mit zwei entgegengesetzt umlaufenden Kurbeln für zwei Schrauben.

Die geringen Gewichte des Antoinette-Motors beziehen sich auf den Motor ohne seine Kühleinrichtung. Da diese, bestehend aus dem Kühler, der Pumpe und den Rohrleitungen nicht nur ein ziemliches Gewicht darstellen, sondern auch noch die Mitnahme einer beträchtlichen Wassermenge erfordert, so haben viele Konstrukteuere versucht, bei ihren leichten Flugmotoren mit der

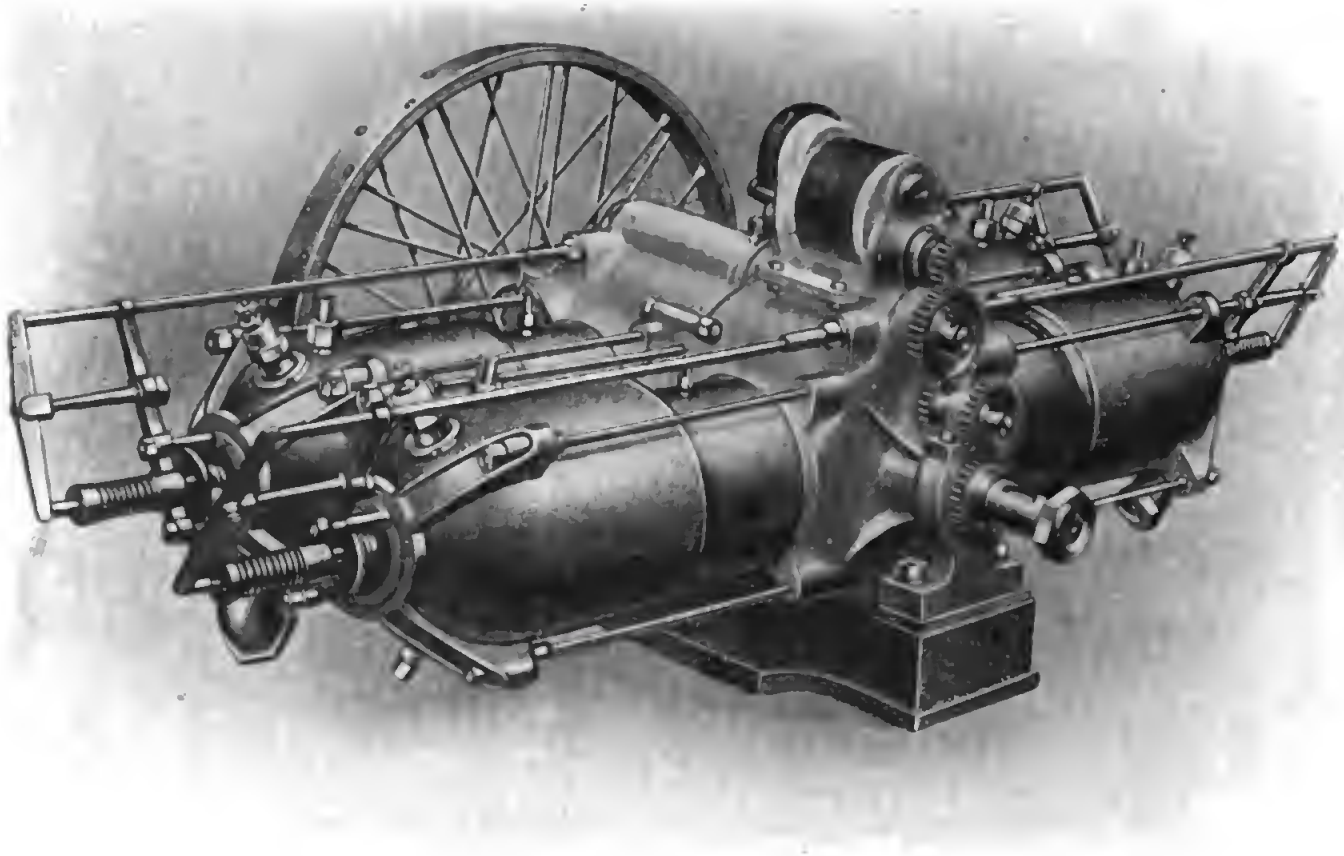


Abb. 185. Flugmotor von Dutheil & Chalmers. (Ansicht.)

Luftkühlung auszukommen. Wieweit sie damit Erfolg haben, läßt sich heute noch nicht übersehen. Auch bei den Franzosen, die im Bau sehr leichter Motoren zurzeit an der Spitze marschieren, sind die Meinungen über die beste Art der Kühlung

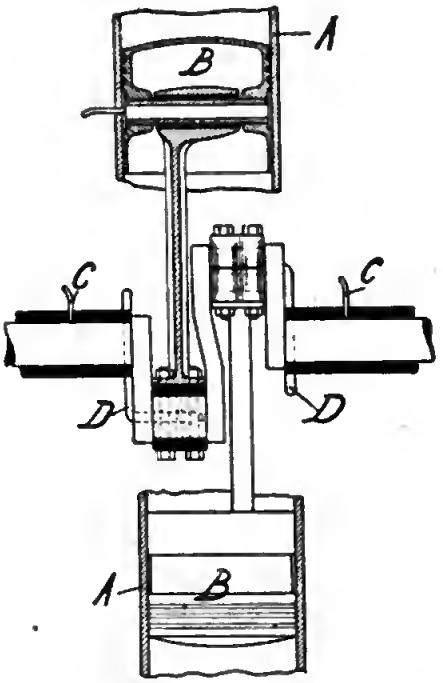


Abb. 186. Schnitt durch den Motor von Dutheil & Chalmers.

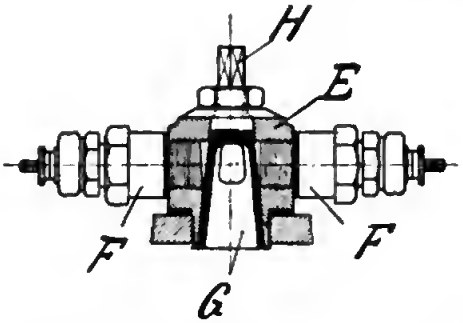


Abb. 187. Zündkerze des Motors von Dutheil & Chalmers.

noch geteilt. In Amerika, das bekanntlich eine Reihe von Jahren die Luftkühlung bei starken Wagenmotoren vielfach anwandte, ist ein Rückgang in der Anzahl der luftgekühlten Motoren zu verzeichnen.

Die Art der Luftzuführung, mit der die amerikanischen Frayer-Miller-Wagen (Abb. 188) gute Erfolge gehabt haben, weil die Luft hier gezwungen wird, gerade die heißesten Teile am

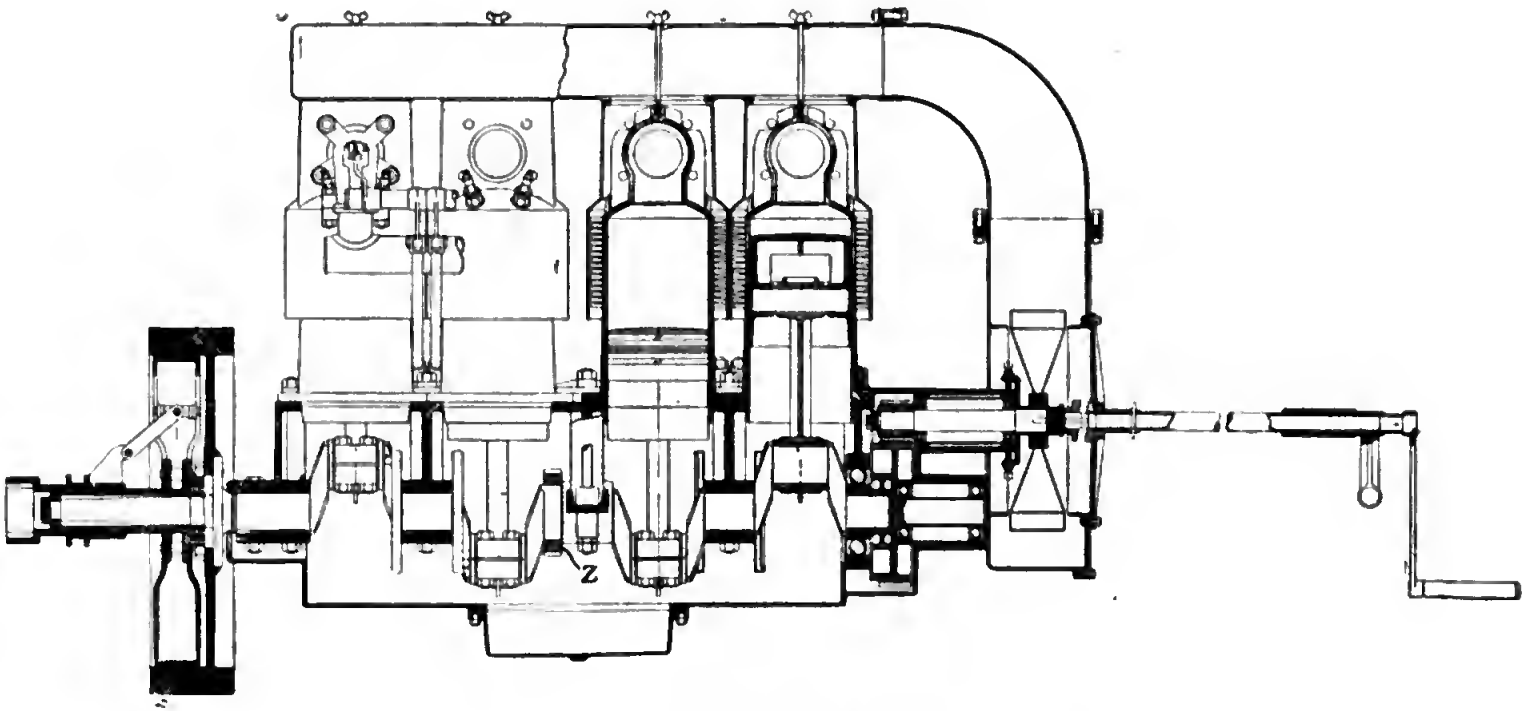


Abb. 188. Luftgekühlter Motor von Frayer-Miller.

energischsten zu bespülen, findet man neuerdings beim Pipe-Motor, angewandt, nur wirkt der Ventilator hier saugend. (Abb. 189.)

Eine andere Einrichtung, deren geringes Gewicht zunächst vielversprechend zu sein schien, die von Kennedy vorgeschlagene Anordnung (Abb. 190), bei der die Energie der Auspuffgase in einer Strahlpumpe dazu benutzt wird, die warme Luft aus den Kühlmänteln abzusaugen, findet man dagegen bei Flugmotoren

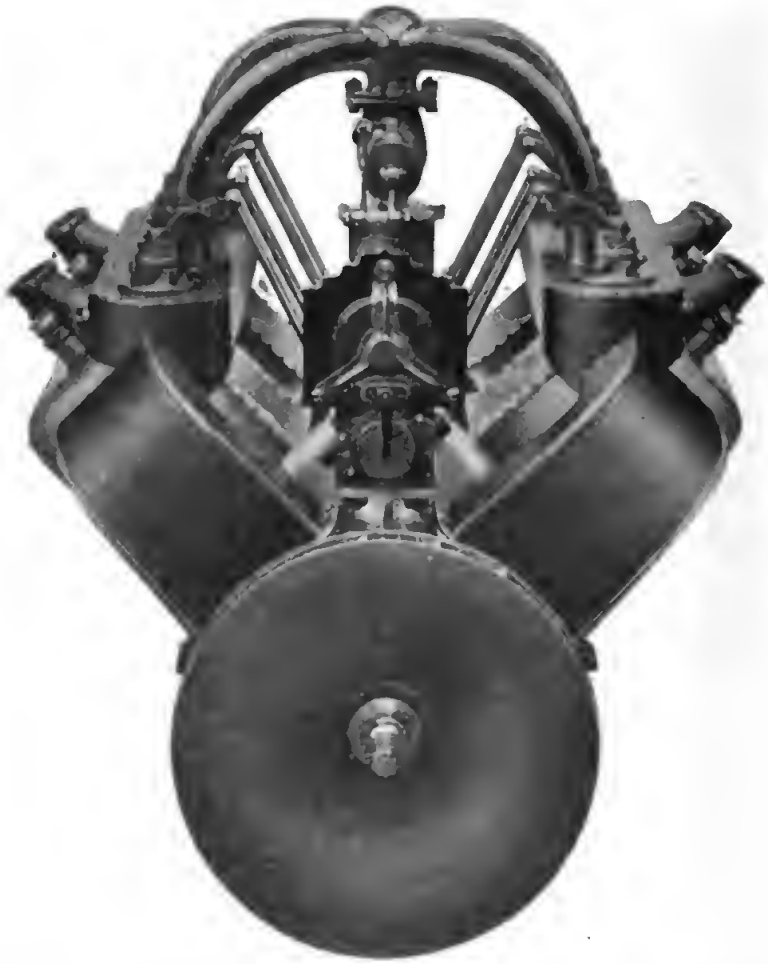


Abb. 189. Luftgekühlter Flugmotor von Pipe. (Siehe auch Abb. 217—219.)

noch nicht. Bei diesem Motor entweichen die Verbrennungsgase zuerst durch eine vom Kolben an seinem Hubende freigelegte Oeffnung. Dieser Hilfsauspuff, der von den Schrittmachern auf der Radrennbahn an ihren luftgekühlten Motoren schon früher häufig angebracht wurde, dient gleichzeitig dazu, das Auspuffventil zu schonen, da nur noch ein Teil der heißen Gase, die dann auch schon entspannt und daher kühler sind, an ihm vorbei-

streicht. Auch der so erfolgreiche Motor Wrights besitzt Wasserkühlung und drei Löcher am Hubende jedes Zylinders.

Die Kühlwirkung der mit dem Motor selbst gekuppelten Luft-Schraube findet man auch, aber nur selten ausgenutzt. Ein Beispiel hierfür gibt Farcot, auf dessen Konstruktionen nachher genauer eingegangen werden soll. (Abb. 194 Tafel 12.)

Zunächst sei der luftgekühlte Motor von Renault, der sich im Aufbau an den obengeschilderten Antoinette anlehnt, und der in den neuen Flugapparat Farmans von den Brüdern Voisin eingebaut ist, vorgeführt. Die Abb. 191 (Tafel 11) zeigt den Motor in seinem besonderen Blechgehäuse, das der Luft einen eng-

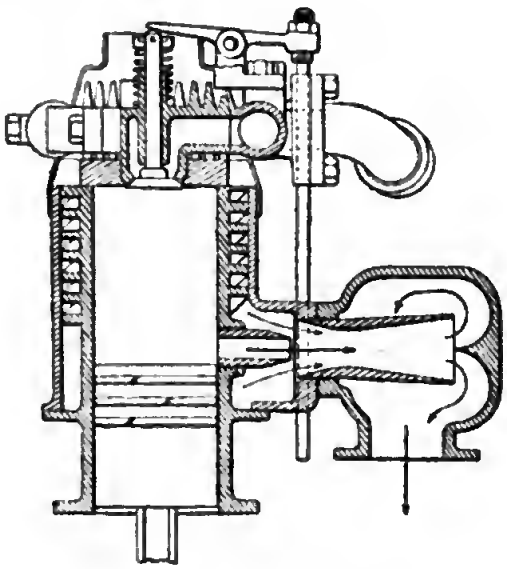


Abb. 190. Motor von Kennedy.

begrenzten Weg vorschreibt. Abb. 192 zeigt ihn in derselben Stellung ohne das Gehäuse und Abb. 193 stellt ihn von vorn dar.

Die Kühlung wird durch 2 Windräder erzeugt, die durch Stirnräder von der Nockenwelle angetrieben werden und derart arbeiten, daß sie die Luft in den Blechkasten hineindrücken und zwischen die Zylinderrippen hindurchjagen. Wie man aus der Abb. 193 erkennt, läuft diese Ventilatorwelle auf Kugeln. Im Gegensatz zu den sonst für Automobilmotoren gebräuchlichen Apparaten, bei denen die Luft in der Achsrichtung befördert wird, wird sie hier radial geschleudert. Während also bei Frayer-Miller (Abb. 188) die Kühlluft den Zylindern zugedrückt und bei Kennedy (Abb. 190) abgesogen wird, benutzt Renault zwei aufeinander prallende Luftströme.

Abb. 193 läßt auch erkennen, daß der Stromverteiler vom Magneten getrennt auf der Nockenwelle sitzt. Der Magnet-Anker dagegen ist von der Motorwelle mit einer Uebersetzung von 1:2 angetrieben. Die Ventilanordnung ist ähnlich der von Horch, aber unterscheidet sich von dieser dadurch, daß der Auspuff oben liegt. Diese Anordnung scheint gewählt zu sein, um die Gasleitungen möglichst kurz zu halten, da der Auspuff jedes Zylin-

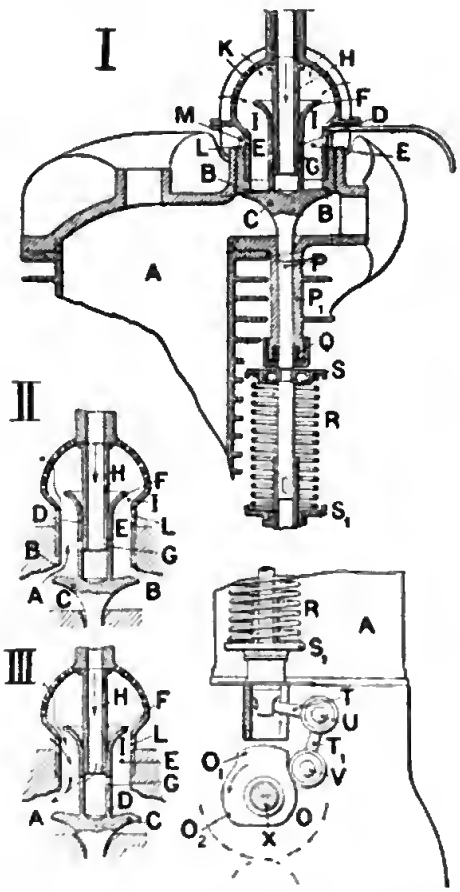


Abb. 195. Gemischtes Ventil von Farcot.

ders ebenso wie bei Antoinette einzeln frei nach oben in die Luft erfolgen kann. Bei Motorballons scheint diese Art indessen doch etwas zu feuergefährlich zu sein, so daß besondere Auspuffleitungen oder dergl. notwendig sind. Der Vergaser ist in der Mitte der Gasverteilungsleitung ganz oben angeordnet. Die Steuerung der Ventile erfolgt wie bei Antoinette, seinem Vorbild, durch eine zwischen den Zylindern liegende Nockenwelle. Der Vergaser ist von der bekannten Renaultschen Konstruktion aus Aluminium gegossen.

Die Zylinder haben 90 mm Bohrung und 120 mm Hub, so daß die Bremsleistung des Motors etwa 42 PS betragen dürfte. Da das Gewicht des vollständigen Motors 130 kg beträgt, so kommen etwa 3 kg auf die Pferdestärke, was nicht hoch erscheint, wenn man bedenkt, daß hierin die gesamte Zündungs- und Kühlanlage eingeschlossen ist.

Auch die Motoren von Farcot in Paris haben V-förmig angeordnete Zylinder. Bei den kleineren Motoren dieser Firma mit nur 2 Zylindern wird die Kühlung durch den Luftzug bewirkt, den die Schraube verursacht. Abb. 194 (Tafel 12) läßt die Gesamtanordnung des Motors mit der Luftschraube erkennen. Die Zylinder bilden miteinander einen Winkel von etwas weniger als 90°. Ihre Achsen sind gegen die Kurbelachse versetzt, um die Reibungsarbeit während des Explosionshubes zu verringern und die Abnutzung beider Zylinderseiten möglichst gleich zu machen. Die Zylinderachsen schneiden demnach die Kurbelachse nicht.

Bei den Motoren mit geringen Zylinderabmessungen und auch bei solchen mit großer Zylinderanzahl verwendet Farcot ein vereinigtes Ein- und Auslaßventil, das die Abb. 195 in seinen verschiedenen Stellungen mit seinem Antrieb zeigt. Bisher hatte man gegen solche Doppelventile im gesamten Motorenbau, sowohl im Großgasmaschinenbau, wie im Automobilbau, eine starke berechtigte Abneigung, die durch Mißerfolge im Betriebe hervorgerufen worden ist. Man muß auch zugeben, daß ein solches gemischtes Ventil leicht teurer wird, als zwei getrennte. Da indessen beim Flugmotor wieder ganz andere Gesichtspunkte maßgebend sind, und der Herstellungspreis zurzeit erst in zweiter Linie in Betracht kommt, geht man wieder mit Eifer an die Ausbildung solcher vereinigten Ein- und Auslaßventile heran, denn sie empfehlen sich außer durch die Vereinfachung des Steuergestänges, die man bei ihnen vornehmen kann, besonders infolge der vorzüglichen und einfachen Kühlung des Auslaßventiltellers durch die frischen Gase.

Während sonst die vereinigten Ventile meist im Zylinderdeckel angebracht sind und durch Schwinghebel gesteuert werden, hat Farcot die gewöhnliche Steuerung des Ventils von unten beibehalten. Er bedient sich hierzu eines dreistufigen Nockens o. Die oberste Zeichnung I der Abb. 195 zeigt das Ventil in der Stellung des Explosions- oder des Verdichtungshubes. Die rechts sichtbare Zylinderöffnung ist für die Zündkerze bestimmt. Die Stellung II nimmt das Ventil während des Ausschubtaktes ein. Die Verbrennungsgase strömen in der Pfeilrichtung aus und durch die Löcher des kleinen Schalltopfes K (Zeichnung I). Um diesen ist noch ein feinmaschiges Drahtgewebe gelegt, das in derselben Weise wie bei der Davyschen Sicherheitslampe die Verbrennungs-

gase soweit abkühlt, daß keine Flammen nach außen gelangen können. Stellung III endlich zeigt das Ventil während des Einlaßtaktes. An das Mittelrohr H ist die Vergaserleitung geschlossen. Der Vergaser ist so eingestellt, daß er ein zu reiches Gemisch liefert. Dieses gelangt aus dem Rohr H durch die Löcher G des Rohres D, das die Fortsetzung des Ventiles C bildet, in den Zylinderraum. Zündfähig wird das Gemisch erst durch die Zusatzluft, die durch die Oeffnungen L zuströmt und sich mit dem Gase mischt.

Wieweit sich dieses Ventil bewähren wird, bleibt abzuwarten. Bedenklich muß vielleicht erscheinen, daß der Ver-

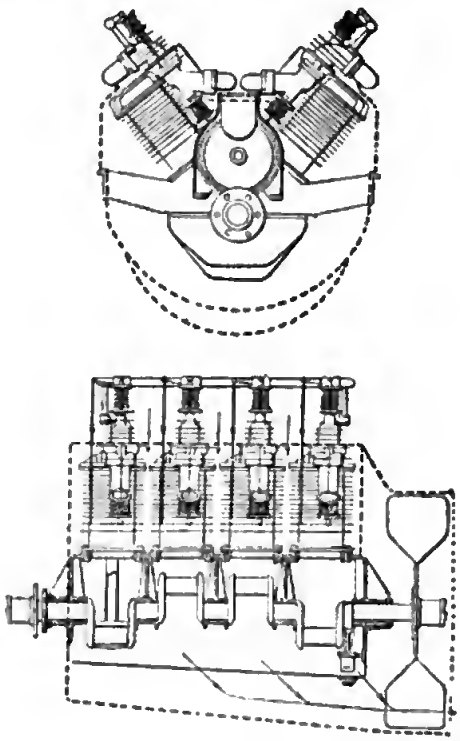


Abb. 197. Schnitt durch den 8-Zyl.-Farcot-Motor.

brennungsraum durch die Ventilspindel P in ihrer Führung P_1 abgedichtet wird, während man sonst doch diese Spindel, um ein Klemmen zu vermeiden, sogar bei wassergekühlten Führungen mit etwas Spiel arbeiten läßt. Bei seinen stärkeren Motoren mit größerer Zylinderbohrung verwendet Farcot dieses Ventil nicht.

Abb. 196 zeigt einen Motor, dessen Leistung von ihm auf 110 PS angegeben wird. Wie man sieht, hat er bei diesem eine der Renaultschen ähnliche Ventilanordnung gewählt. Auch bei ihm erfolgt der Auspuff oben. Die Auspuffleitungen sind aber zu einem Rohr vereinigt, was zur Dämpfung des Geräusches

beitragen dürfte und den Anschluß eines Schalldämpfers ermöglicht. Der Vergaser ist aber nicht wie bei Renault in der Mitte der Verteilungsleitung angebracht, sondern an ihrem Anfang angeordnet. Auf die Durchlöcherung der oberen Kühlrippen, durch die sie leichter und in ihrer Oberfläche vergrößert werden sollen, sei noch besonders hingewiesen. Da man einen so starken Motor nicht gut von Hand andrehen kann, ist er mit einer Preßluftanlaßvorrichtung versehen, deren Verteilungsschieber rechts neben dem Vergaser sichtbar ist. Von diesem führen die Rohrleitungen zu jedem einzelnen Zylinder. Die Leitungen jeder Zylinderreihe werden beim Gange der Maschine durch die über den Zylindern laufende Welle mittels des kleinen Handrades geschlossen.

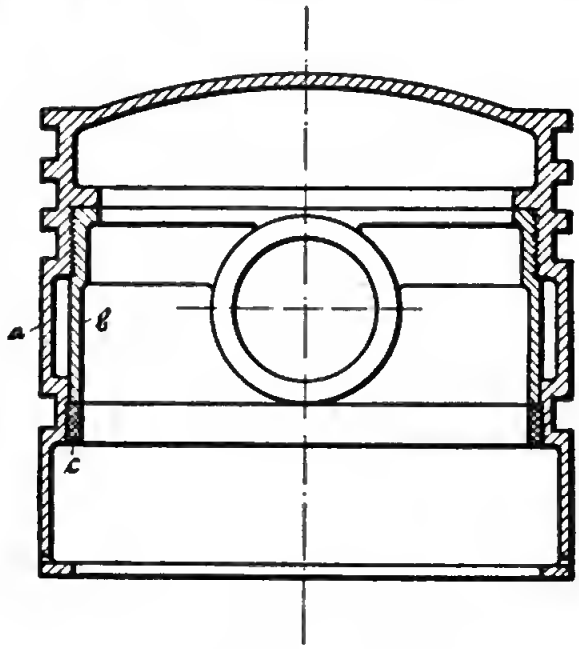


Abb. 198. Kolben von Farcot.

Die Lagerung der Kurbelwelle und die Art der Luftführung ist auf Abb. 197 dargestellt. Wie ersichtlich, saugt der Ventilator die Luft durch das gestrichelt gezeichnete Gehäuse in den Pfeilrichtungen. Die Zylindertemperaturen schwanken zwischen 125° und 160° gegen etwa 100° bei der Wasserkühlung.

In diesem Motor verwendet Farcot Kolben von der Konstruktion der Abb. 198. Um den Kolben auch innen vollständig bearbeiten zu können und ihn dadurch so leicht wie möglich zu erhalten, besitzt der eigentliche Kolbenkörper a keine Augen. Die Augen für den Bolzen befinden sich in dem Körper b, der mit Gewinde in a befestigt ist. Zur Sicherung gegen Lockern dient der eingeschraubte Ring c. Bei dieser Ausbildung des

Kolbens ist man außerdem imstande, die Kompression dadurch einzustellen, daß man den Teil b mehr oder weniger tief in a hineinschraubt. Auf diese Möglichkeit, den Verdichtungsgrad jedes Zylinders nach Bedarf einstellen zu können, scheinen die französischen Konstrukteure dieser leichten Motoren neuerdings besonderen Wert zu legen.

Während auf eine andere Motorenkonstruktion Farcots später eingegangen werden soll, seien noch über die Gewichte seiner

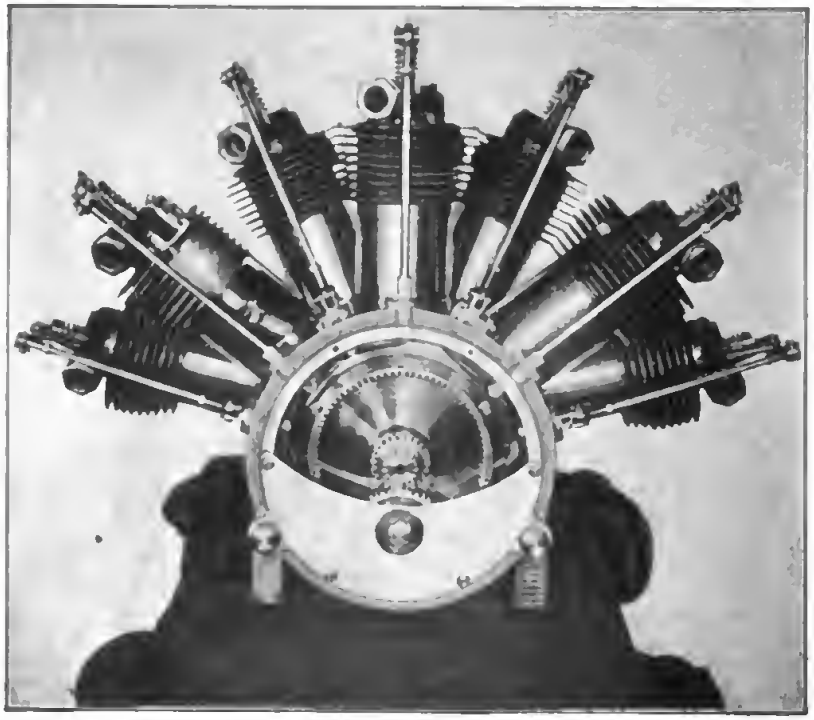


Abb. 199. Flugmotor von Esnault-Pelterie. (Ansicht.)

betriebsfertigen Motoren, deren Umdrehungszahl sich zwischen 500 und 1800 verändern läßt, folgende Werte angegeben:

8/10 PS	25 kg	1400 Fr.
15 „	32 „	1600 „
30 „	65 „	6000 „
50 „	80 „	9000 „
75 „	95 „	13000 „
100 „	100 „	16000 „

Werden das Gehäuse und die Kurbelwelle schon durch die V-förmige Anordnung der Zylinder nahezu doppelt ausgenutzt, und wird hierdurch eine bedeutende Gewichtsersparnis erzielt, so liegt es nahe, auf diesem Wege weiterzugehen und noch mehr als 2 Zylinder an derselben Kurbel angreifen zu lassen. Auf diesem Gedanken beruht die interessante Konstruktion von Es-

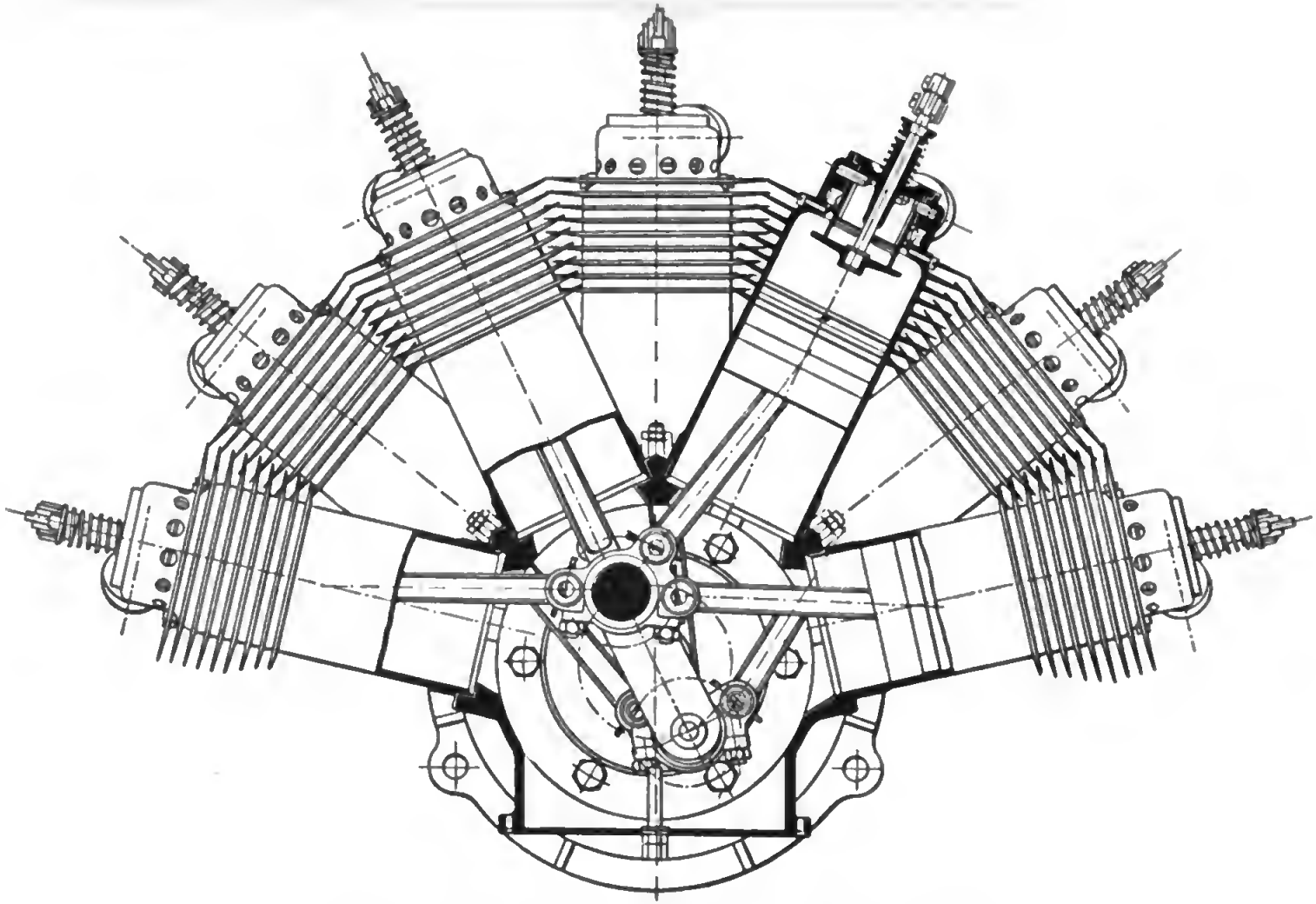


Abb. 200. Schnitt durch den Flugmotor von Esnault-Pelterie.

nault-Pelterie, die durch die Abb. 199 in Ansicht und durch die Abb. 200 u. 201 zum Teil in Schnitt veranschaulicht wird. Auf der Abb. 201 ist der zweite Zylinder von links ebenso wie das Kurbelgehäuse aufgeschnitten und läßt die außergewöhnlich dünne Wandstärke des Zylinders und des Kolbens deutlich erkennen.

Wie man sieht, ist das Gehäuse bis auf die die Lager tragenden Außenwände und den Boden fast ganz verschwunden.

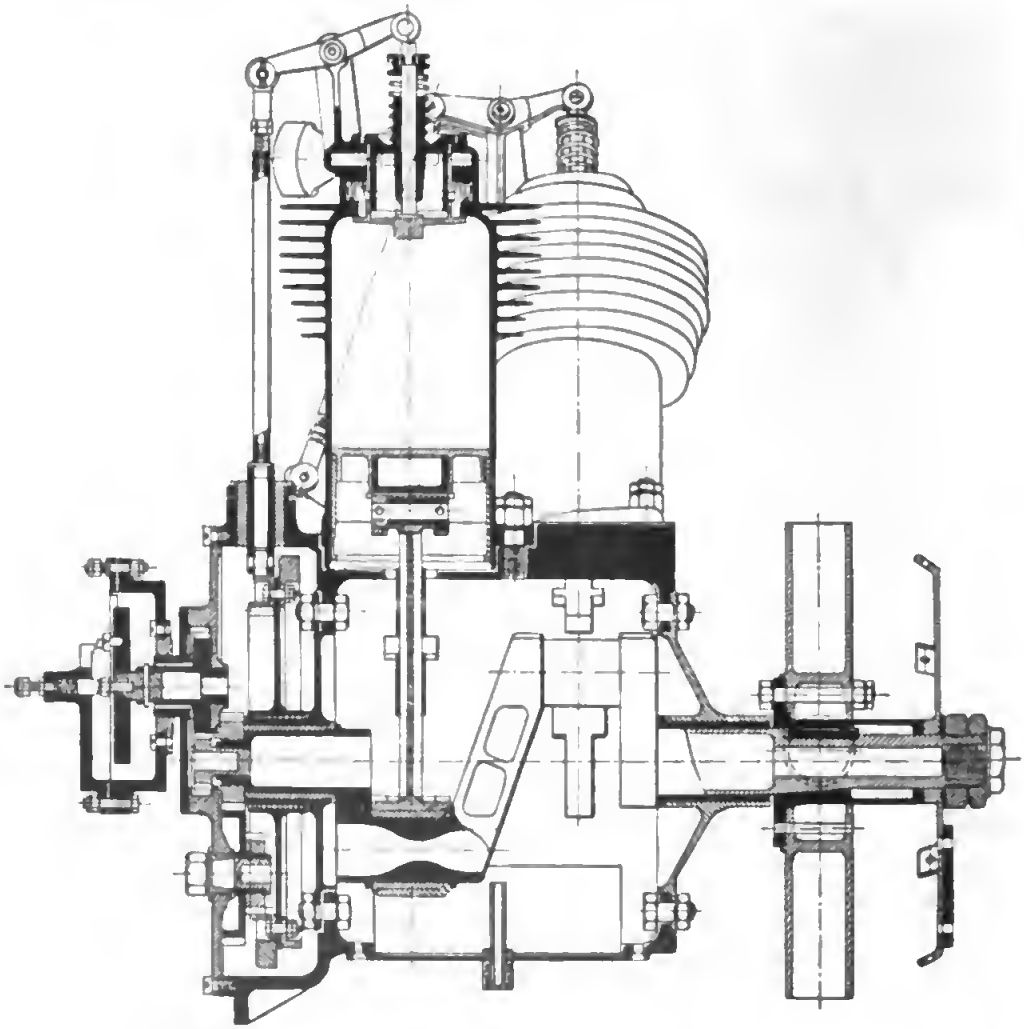


Abb. 201. Schnitt durch den Flugmotor von Esnault-Pelterie.

Auch die Kurbelwelle ist dadurch nahezu völlig ausgenutzt, daß auf die eine Kurbel vier und auf die andere drei Zylinder arbeiten. Die ungerade Zylinderzahl ergibt sich u. a. aus der fächerförmigen Anordnung, bei der die Zylinder der einen Reihe auf den Lücken der anderen stehen, und aus der Forderung gleicher Zündabstände.

Die Art, in der die Kolbenstangen mit der Kurbelwelle

verbunden sind, muß als durchaus zweckentsprechend bezeichnet werden. Während beim Antoinette-Motor die einzelnen Pleuelstangen nebeneinander auf die Kurbeln arbeiten, ist bei Esnault-Pelterie nur eine einzige jeder Reihe, der Abbildung nach die zweite des Zylinders der vorderen Reihe, in üblicher Weise mit der Kurbel verbunden. Die anderen Kolbenstangen jeder Reihe sind an den Augen dieser Stange in der erkennbaren Weise angelenkt. Der Vorteil dieser Anordnung ist klar. Da die Kolbenstangen in den Verbindungsgelenken gegeneinander nur geringe Bewegungen ausführen, sind hier weit kleinere Lagerabmessungen ausreichend. Der in einem Lager zulässige Flächendruck hängt bekanntlich außer von der Art der reibenden Flächen und dem Schmiermittel von dem Reibungswege der aufeinander gleitenden Teile ab. Dieser Reibungsweg ist in dem die Kurbel umspannen-

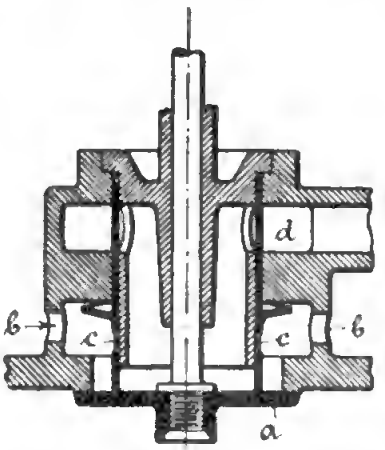


Abb. 202.

den Lager am größten. Für dieses ist daher nur geringere Flächenpressung zulässig.

Durch die verschiedene Schräge der Zylinder wird, da keine Oelpumpe vorhanden ist, die gleichmäßige Schmierung der Zylinder schwierig. Diesem Uebelstand ist dadurch abgeholfen, daß die in der Drehrichtung ersten Zylinder, die das meiste Oel zugeschleudert erhalten, mit Spritzblechen von kleineren Oeffnungen versehen sind, als die anderen Zylinder.

Auch bei diesem luftgekühlten Motor ist ein gemischtes Ventil angewandt. Durch seine Lage in der Zylinderachse hat das Ventil nicht nur ganz ungewöhnlich große Abmessungen erhalten können, sondern es ist hierdurch auch eine fast wirbellose Gasströmung erreicht worden, wodurch die Strömungswiderstände herabgesetzt werden und ein günstiger volumetrischer Wirkungsgrad gewährleistet wird.

Das Ventil, in dem ein Teller-Ventil und ein Rohrschieber

vereinigt sind, ist noch einmal besonders auf Abb. 202 dargestellt. Wird der schwarzgezeichnete Teil a und die mit ihm verbundene Hülse 4 mm nach unten bewegt, so strömen die Auspuffgase durch die Oeffnungen b ins Freie. Nach dem Ausschubtakt bewegt sich der Ventilkörper weitere 4 mm abwärts. Dadurch werden die Oeffnungen o und der Kanal d frei, während der konische Flansch sich auf seinen Sitz legt und das Ansaugen der Luft durch die Löcher b verhindert. Das Ventil des in der Abb. 200 geschnitten gezeigten Zylinders befindet sich gerade in der Stellung des Saughubes. Die Drehrichtung des Motors ist für diese Ansicht demnach von rechts nach links. Die Abbildung zeigt den Motor also von der anderen Seite als Abb. 199 Diese Konstruktion des vereinigten Ein- und Auslaßventils stellt eine nicht nur interessante, sondern schon recht brauchbare Lösung

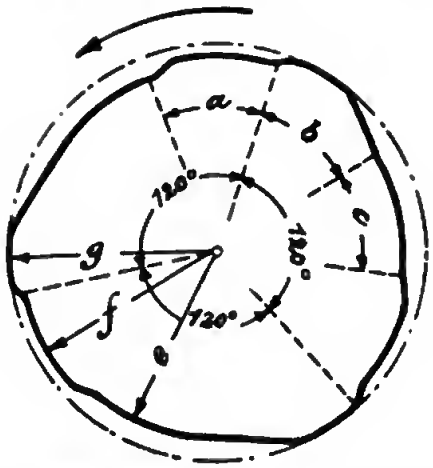


Abb. 203. Nocken des Flugmotors von Esnault-Pelterie.

dar. Es dürfte aber eine genaue Einstellung des Ventils für einen völlig sicheren Abschluß des Flansches nur schwer zu erzielen, indes auch kaum nötig sein. Ebenso ist es gleichgiltig, daß Ein- und Auslaß kurze Zeit gleichzeitig offen sind.

Die Steuerung der Ventile erfolgt durch 2 miteinander festverbundene Nockenscheiben, die im Verein mit ihrem durch ein doppeltes Stirnradpaar erfolgendem Antrieb in Abb. 199 u. 201 gezeigt sind. Ein einzelner Nocken selbst ist durch Abb. 203 dargestellt. Die Gestaltung der Nocken ergibt sich aus der Anordnung der Zylinder.

Damit die Vorgänge in den Zylindern, also auch die Zündungen, in gleichen Abständen erfolgen, was zur Erzielung eines gleichmäßigen Drehmoments wünschenswert ist, müssen je zwei Zylinder miteinander denselben Winkel einschließen. Um nun einen solchen Fächer aus zwei Zylinderreihen bilden zu können,

ohne die beiden Kurbeln um einen anderen Winkel als 180° gegeneinander zu versetzen, muß man, wovon man sich leicht überzeugen kann, eine ungerade Anzahl von Zylindern verwenden. Bei einer geraden Anzahl von Zylindern und um 180° gegeneinander versetzten Kurbeln würden außerdem die einzelnen Zylinder nicht abwechselnd stehen, sondern die zweite Reihe müßte hinter der ersten angeordnet sein, was der Kühlung wegen nicht zulässig erscheint.

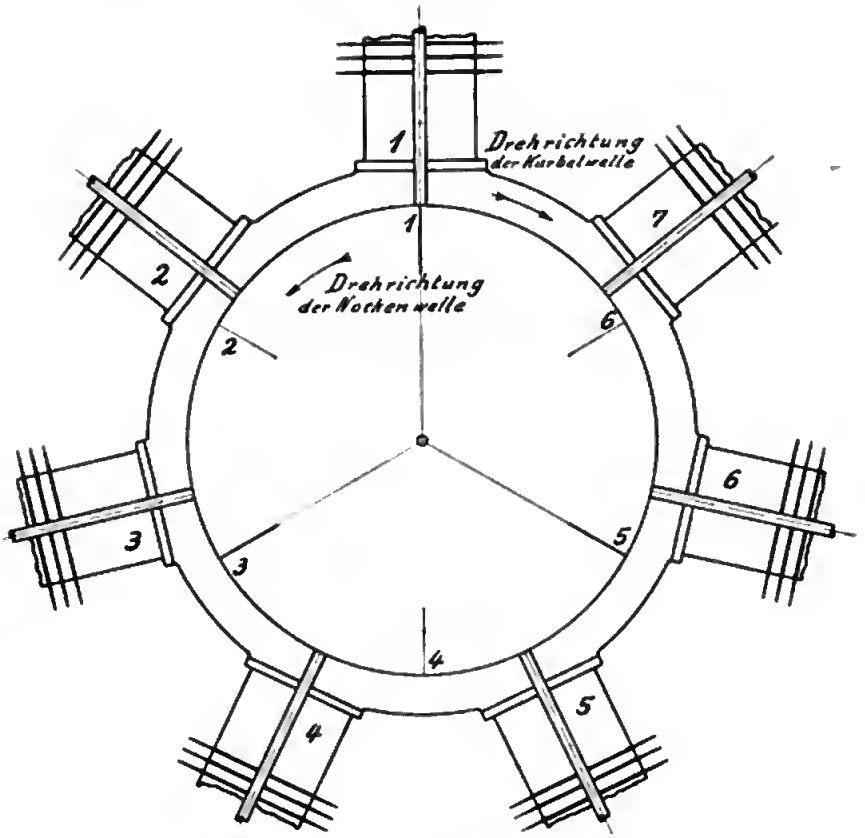


Abb. 204. 7-Zylinder-Sternmotor.

Zur Erläuterung des eben Gesagten zeigt Abb. 204 die 7 Zylinder noch im Stern angeordnet, also die Zylinder 4, 5 und 6 noch nicht nach oben zwischen die übrigen in die wirkliche Stellung geklappt. Es muß dann der innere Nockenkreis soviel gleichartige Nocken enthalten, daß bei einer Umdrehung der Nockenscheibe jedes Ventil einmal betätigt wird. Diese Aufgabe, die in gleichen Abständen befindlichen Ventile in bestimmter Reihenfolge nacheinander zu betätigen, findet sich gelöst in dem bekannten, natürlich anderen Zwecken dienenden Nonius. Der Nebenmaßstab dieser Einrichtung enthält n—1 Teile

auf n Teile des Hauptmaßstabes. Verschiebt man nun den Nebenmaßstab längs des Hauptmaßstabes, so kommen zunächst die um $\frac{1}{n}$ Teile entfernten Striche zur Coincidenz, darauf die $\frac{2}{n}$ entfernten usw., bis alle n Teilstriche einmal zusammengefallen

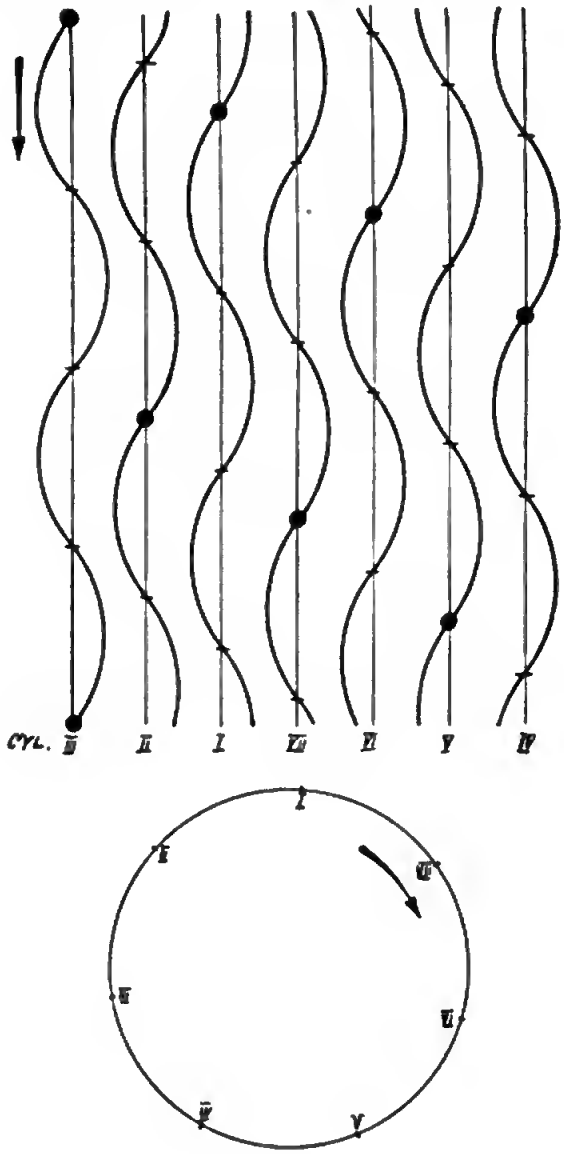


Abb. 205.

sind, worauf das Spiel von neuem beginnt. Teilte man also den Nockenkreis in n—1 Teile, in diesem Falle also in 6, so würden bei einer Umdrehung alle Teilstriche des inneren Kreises nacheinander mit allen des äußeren Kreises einmal zusammenfallen.

Bedeuten die inneren Teilstriche gleiche Nocken, die äußeren dagegen die Stößel, so würden bei einer Umdrehung des Nockenkreises alle Ventile einmal betätigt werden, und zwar kämen die Zylinder alle nacheinander zur Zündung. Während einer Umdrehung hätten alle gezündet, so daß während der folgenden ganzen Umdrehung keine Zündung eintreten würde. Man muß daher in zwei benachbarten Zylindern, wie auch aus dem Schaubilde der Abb. 205 hervorgeht, das die Kurbelwege und die Zünd-

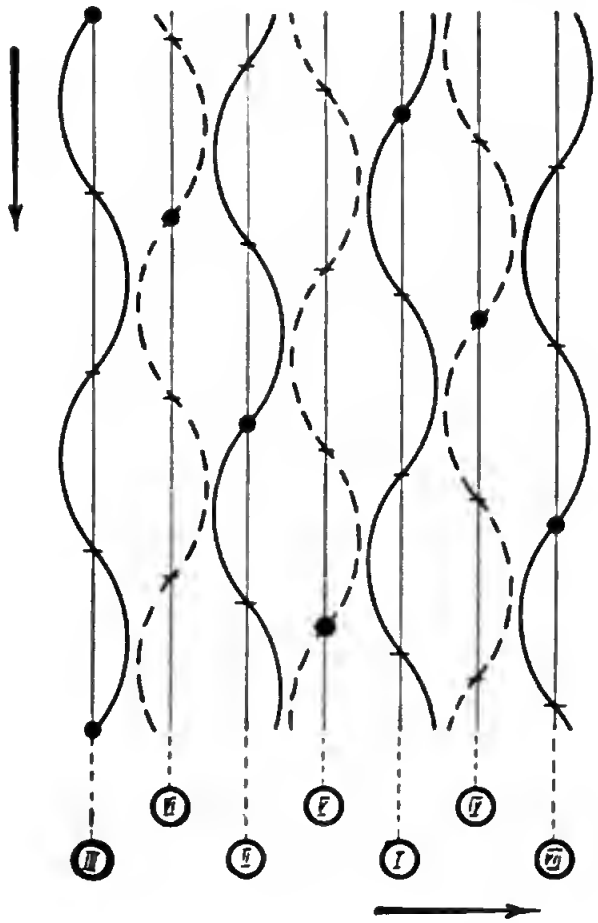


Abb. 206.

zeitpunkte eines solchen sternförmigen Motors darstellt, während der gleichen Bewegungsrichtungen der Kolben verschiedene Takte vor sich gehen lassen, in dem einen Zylinder also z. B. verdichten lassen, während der nebenstehende ausschiebt. Da nun aber die in der Zündung aufeinander folgenden Zylinder voneinander doppelten Abstand haben, muß jeder zweite Nocken ausfallen. Man erhält demnach für den Nockenkreis nur $\frac{n-1}{2}$ Nocken,

in dem betrachteten Fall von 7 Zylindern, der in Abb. 205 dargestellt ist, also 3 Nocken. Man erkennt, wenn man den Nockenkreis sich nach der Abb. 204 entgegen der Kurbel drehend denkt, daß dann die Ventile (also auch die Zündungen usw.) in der Reihenfolge 1, 6, 4, 2, 7, 5, 3, betätigt werden.

Das Schaubild Abb. 206 unterscheidet sich von dem der Abb. 205 dadurch, daß die unteren 3 Zylinder zwischen die oberen 4 geklappt sind. Werden die unteren Zylinder nach oben gebracht, also um 180° versetzt, so müssen sie auf eine Kurbel arbeiten,

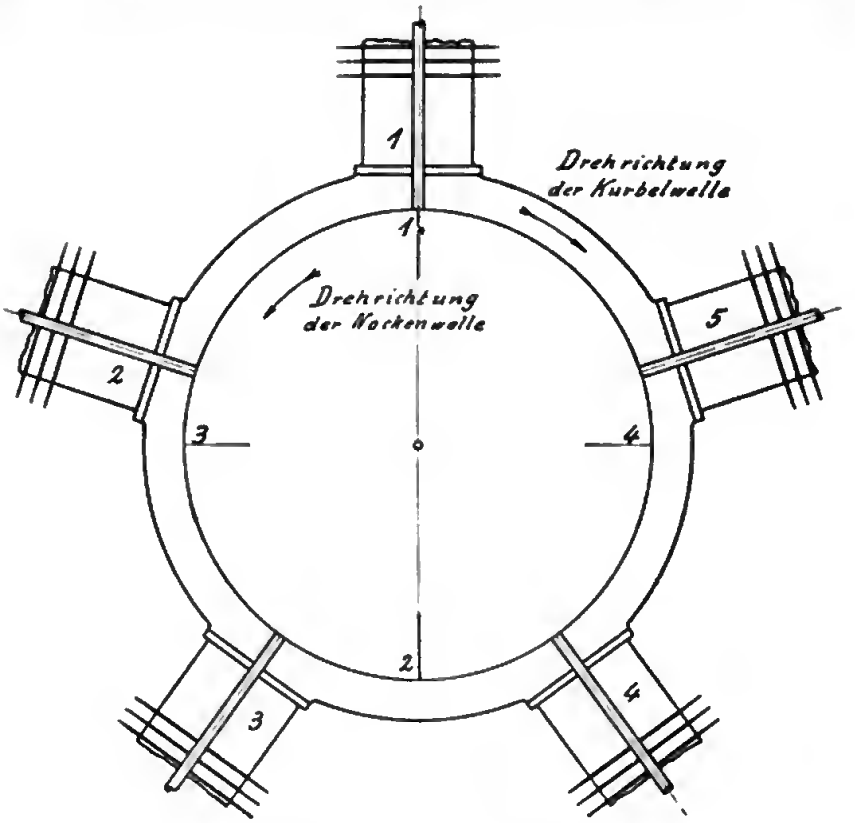


Abb. 207. 5-Zylinder-Sternmotor.

die auch um 180° gegen die erste versetzt ist. Das gleiche muß dann auch mit den zugehörigen Nocken geschehen, so daß die zweite Zylinderreihe von einem zweiten Nocken gesteuert wird, der um 180° gegen den ersten verdreht ist.

Die Umdrehungszahl einer solchen Nockenscheibe mit $\frac{n-1}{2}$ Nocken ergibt sich aus folgender Ueberlegung: Jeder Nocken einer Scheibe bedient jeden Zylinder einer Reihe, so daß im gleichen Zeitraum, der zwischen zwei aufeinander folgenden Betätigungen desselben Ventils liegt, die Nockenscheibe sich um

den gegenseitigen Abstand zweier Nocken bewegt haben muß. Nach zwei Umdrehungen der Kurbel muß also die Nockenscheibe bei drei Nocken 1/3, allgemein demnach $\frac{2}{n-1}$ Umdrehungen gemacht haben. Die Umdrehungszahlen von Kurbelwelle und Nockenscheibe müssen sich also verhalten wie $2:1/3=\frac{6}{1}$ oder allgemein wie $\frac{n-1}{1}$

Abb. 207 zeigt die Nockenfolge bei einem sternförmigen Fünf-Zylinder und Abb. 208 die dazu gehörigen Kurbelwege, nachdem

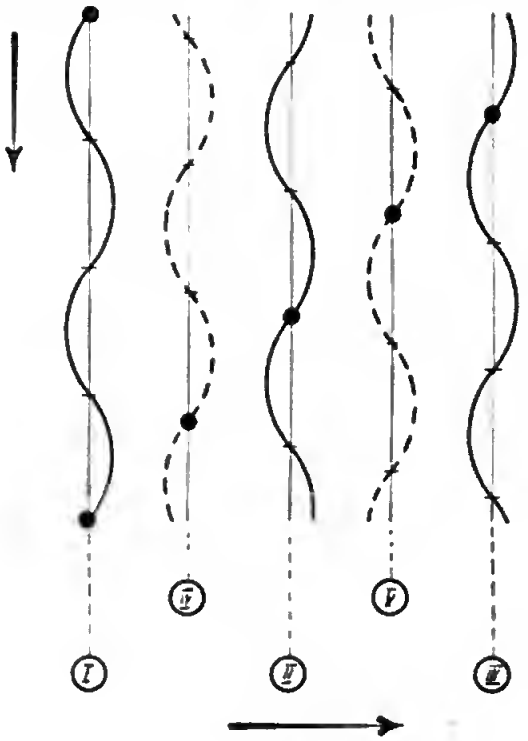


Abb. 208.

die beiden unteren Zylinder um 180° nach oben geklappt sind. Die Zahl der Nocken beträgt $\frac{5-1}{2}=2$. Der Nocken muß mit $\frac{1}{5-1}=1:4$ ins langsame übersetzt sein und wie beim Siebenzylinder der Kurbeldrehung entgegenlaufen.

Im Folgenden sei noch auf einige bemerkenswerte Konstruktionseinzelheiten des Esnault-Pelterie-Motors hingewiesen. Die Kurbelwelle ist durch Bohrungen auf das äußerst zulässige Maß geschwächt. Die Kolbenstangen sind sehr leicht und in eigenartiger Weise mit den Kolben verbunden. Um nämlich den Flächendruck im Kolbenlager möglichst gering zu halten, drückt

die Kolbenstange einmal gegen den Bolzen und außerdem noch oben gegen den lagerartig ausgehöhlten Teil, der den Kolbenbolzen trägt und in den Kolbenkörper eingeschraubt ist. Dadurch, daß der Kolben aus mehreren Stücken zusammengesetzt ist, kann er nicht nur allseitig bearbeitet und aus sehr festem Material hergestellt werden, sondern man ist auch durch die Schraubenverbindung imstande, die Höhe des Kolbens und damit den Verdichtungsgrad einstellen zu können. Ob die doppelte Lagerung der Kolbenstange aber nicht nur eine erhebliche Vergrößerung der Werkstattarbeit bedeutet, möge dahingestellt bleiben.

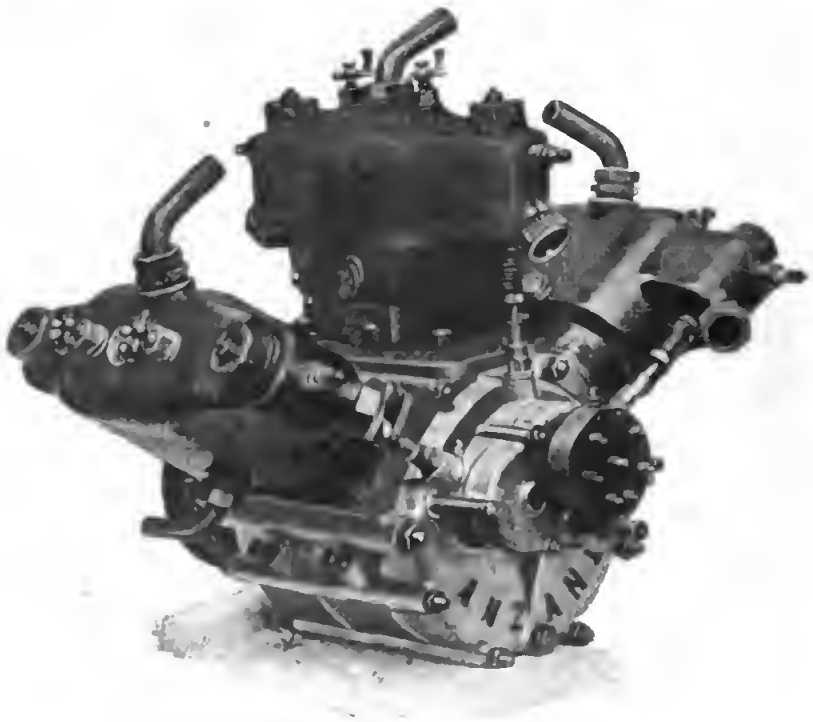


Abb. 209. Ansicht des Anzani-6-Zylinders.

Der Motor ist mit 2 Vergasern versehen, die in der Höhe der Kurbelwelle sitzen und in der Abbildung nicht gezeichnet sind.

Wegen der Verwendung nur einer Zylinderbohrung ergeben sich die Motorstärken der folgenden Tabelle. Der dort aufgeführte 14-Zylinder ist ein doppelter 7-Zylinder.

Leistung in PS.	20	30	40	60
Anzahl d. Zylinder	5	7	10	14
Gewicht des betriebsfähigen Motors in kg	37,500	52	72	98
Preis in Fr.	8000	11000	14000	18000

Einige weitere Gewichtsangaben sind vielleicht noch von Interesse: Beim oben dargestellten 30 PS-Motor wiegt z. B. die

Kurbelwelle 2,500 kg. Jede der kleinen Kolbenstangen wiegt 0,105 kg, der vollständige Kolben mit dem Befestigungsteil für

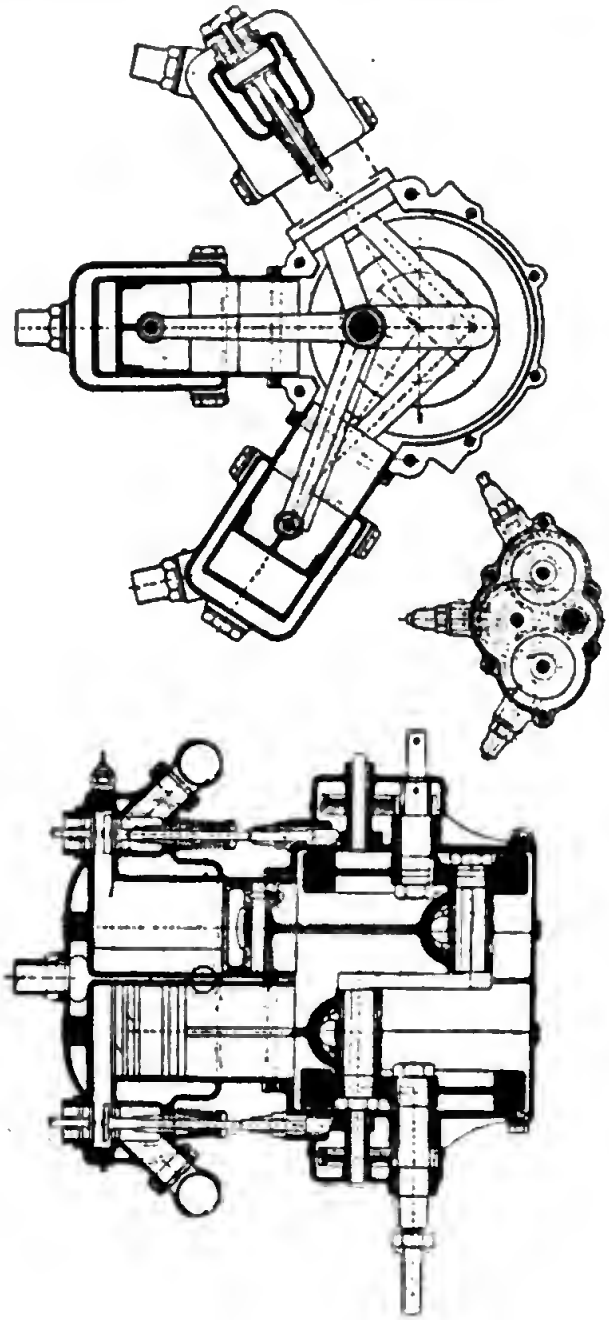


Abb. 211.

Abb. 212.

Abb. 210.

Abb. 210 bis 212. Schnitte durch den Anzani-Motor.

die Kolbenstange 0,600 kg. Das Gehäuse mit seinen Bolzen wiegt 5,200 kg, der fertige Motor, der 52 kg wiegt, hat ohne Vergaser und Rohrleitungen ein Gewicht von 47,500 kg. Mit

Spule, Akkumulator und der Luftschraube wiegt er 60 kg. Die Zylinderbohrung beträgt 85 mm, der Hub 95 mm.

Das Patent von Esnault-Pelterie bezieht sich nur auf 3- und 5-Zylindermaschinen. Geklappte 3-Zylinder und ihre Verdoppelung fallen daher nicht darunter. Als ein solcher doppelter geklappter Dreizylinder ist der 6-Zylinder-Flugmotor von Anzani (Abb. 209 bis 212) anzusehen. Auffällig ist seine geteilte Kurbelwelle, auf der die ungeteilten Pleuelstangen nebeneinander arbeiten. Infolge seiner Zylinderanordnung kann er

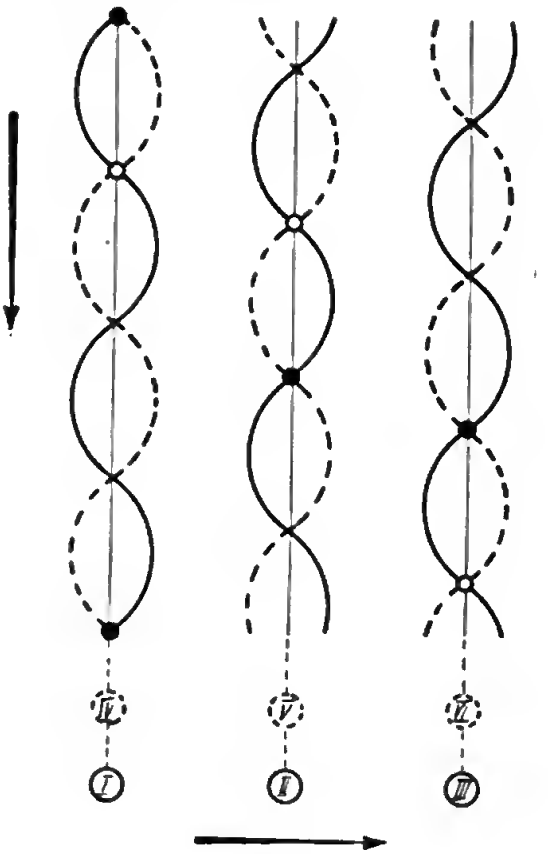


Abb. 213.

keine gemeinschaftliche Nockenwelle haben, sondern steuert jedes Auspuffventil durch einen besonders angetriebenen Noeken. Der Einlaß ist selbsttätig. Die nicht gezeichnete Gasleitung verläuft getrennt von jedem Zylinder zu einem gemeinsamen Vergaser an der Seite der Maschine. Die sehr verschiedene Länge der Gaswege sucht Anzani durch eingeschaltete verstellbare Drosselklappen auszugleichen, was als Notbehelf anzusehen ist.

Die Zündfolge kann, da die Kurbeln um 180° versetzt sind, nicht in gleichmäßigem Abstande, sondern bestenfalls ab-

wechselnd um 180° und 90° erfolgen, wie die Kurbelwege des Schaubildes Abb. 213 erkennen lassen.

Der Anzani-Motor hat 100 mm Bohrung, 120 mm Hub, und leistet bei 1600 Uml./min. 45 PS. Er wiegt 100 kg.

Ueber die gemischten Ventile ist schon vorhin gesprochen worden. Sie sind besonders vorteilhaft, wenn sie wie bei den Ventilen von Farcot und dem eben angeführten von Esnault-

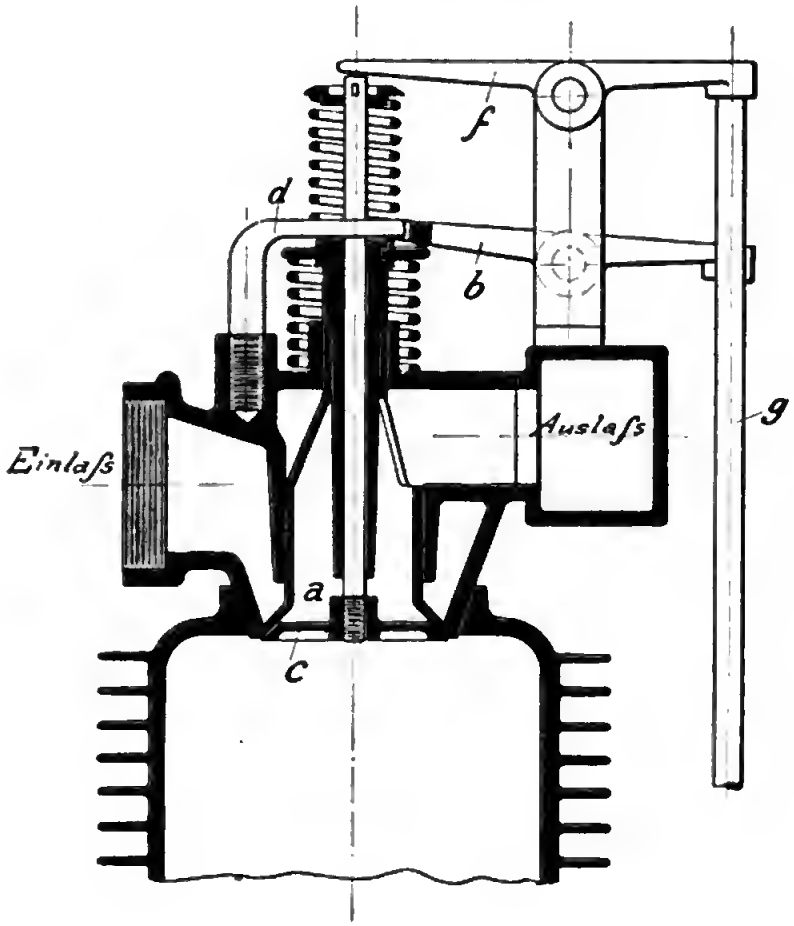


Abb. 214.

Pelterie durch eine einzige Stange betätigt werden. Ein anderes von Franklin in Amerika angewandtes gemischtes Ventil, das sich bei seinem luftgekühlten Motor bewährt hat, zeigt Abb. 214. Bei ihm erfolgt die Betätigung des glockenförmigen Einlaßventiles a durch den Schwinghebel b, der durch eine besondere Stange bewegt wird. Bei der Oeffnungsbewegung des Einlaßventils wird das Auslaßventil mit nach unten gezogen. Das Auslaßventil e, dessen Feder sich gegen den Arm d legt, wird

durch den Schwinghebel f heruntergedrückt, der durch die Stange g gesteuert wird.

Wie solche hängenden Ventile gesteuert werden können, zeigen der N.-A.-G.-Motor und die Abb. 215 und 216, die sich zwar auf keinem Flugmotor beziehen, aber dieser Einzelheit wegen hier angeführt sein mögen. Die hängenden Ventile dieses Moto-

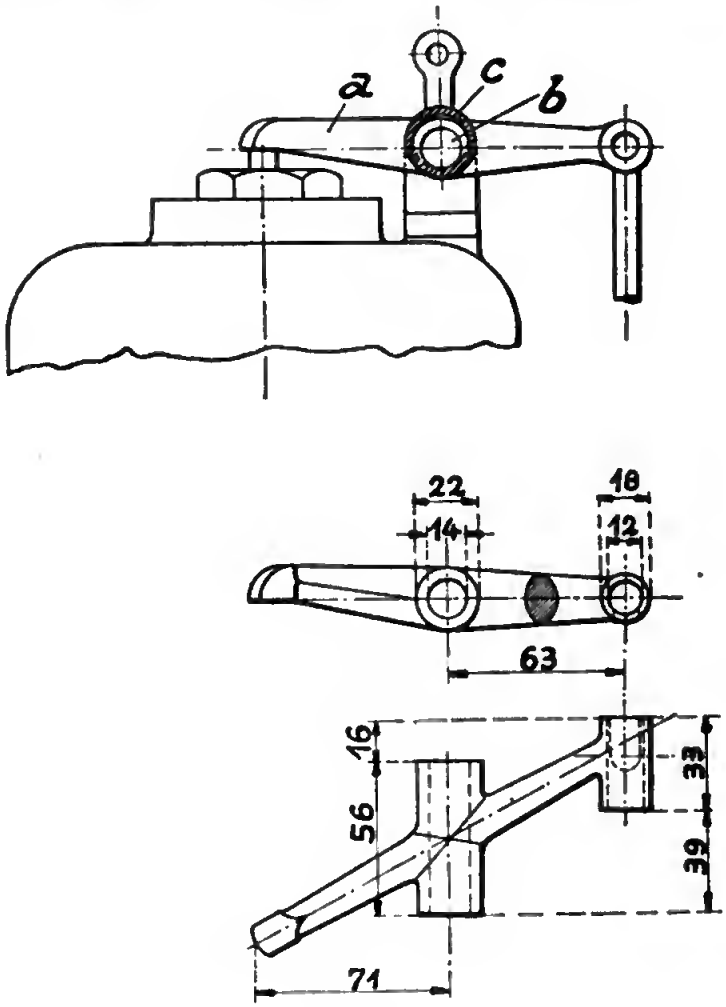


Abb. 215.

bloc-Motors sind leicht auswechselbar. Der Ventilsitz, der auch die Führung für die Spindel und die Federwiderlage enthält, ist durch einen eingeschraubten Ring niedergehalten. Um den Hub der Ventile verstellen zu können, laufen die Schwinghebel a, deren Abmessungen aus Abb. 215 zu ersehen sind, auf einer Welle b, die in der Buchse o exzentrisch so gelagert ist, daß durch Drehung dieser Buchse mittels des Hebels f der Dreh-

punkt des Schwinghebels und damit der Hub des Ventils beeinflußt wird. Die Nasen g (Abb. 216) haben den Zweck, den Ventilteller aufzufangen, wenn das Ventil gebrochen ist. Da sie aber

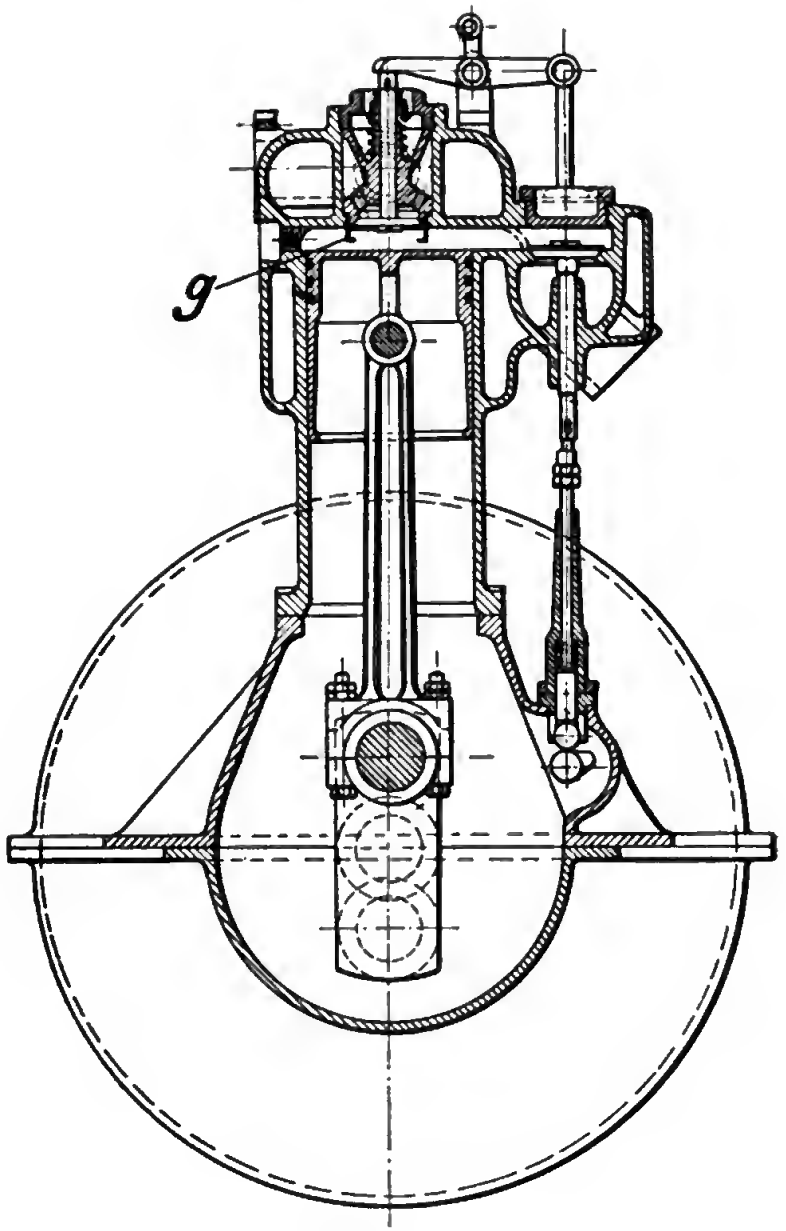


Abb. 216.

zu Frühzündungen Veranlassung geben können, läßt man sie besser weg und wechselt die Ventile in angemessenen Zwischenräumen aus.

Neuerdings hat auch Pipe (Abb. 217 bis 219 Tafel 13) ein gemischtes hängendes Ventil angewandt, das dem Franklinschen sehr ähnelt. Die Teile N und M sind besonders gesteuert. Wie die Pfeile erkennen lassen, liegt im Gegensatz zum Franklinventil der Einlaß innen.

Bemerkenswert ist an dem Motor, dessen ummantelte Zylinder durch einen Saugventilator V gekühlt werden, daß seine Kurbelwelle auf Kugeln läuft, um sowohl an Baulänge zu sparen, als auch weniger Schwierigkeiten in der Oelung zu haben. Da diese keine Achsdrucke aufnehmen können, ist das Drucklager C vorgesehen. Bohrung und Hub betragen 100 mm. Bei 1200

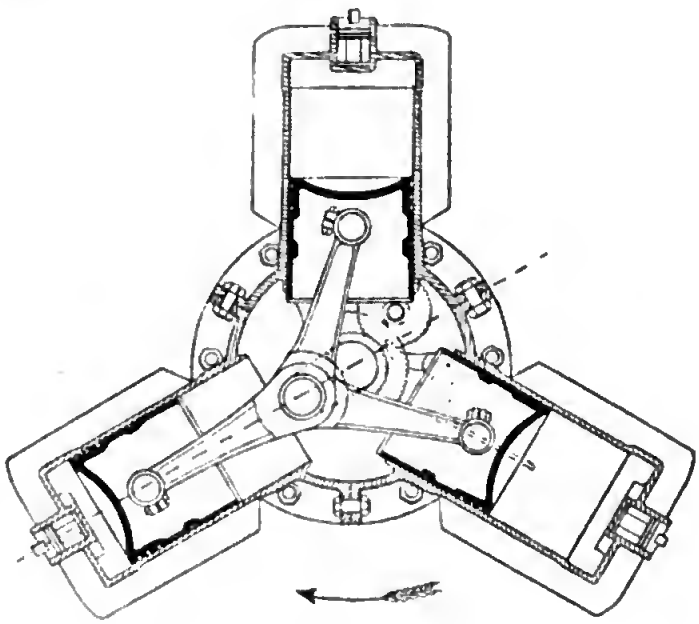


Abb. 221. Umlaufmotor von Adams.

Umdrehungen leistet der Motor 50 PS und 70 PS bei 2000 Umdrehungen. Sein Gewicht im betriebsfähigen Zustand beträgt 130 kg.

Hat Esnault-Pelterie, jedenfalls der Schwierigkeit der Schmierung der unteren Zylinder wegen, die Sternform durch Nachobenlegen eines Teils der Zylinder aufgegeben, so hat Farcot in der neuesten Form seines Flugmotors die volle Sternanordnung der Zylinder beibehalten. Die Schwierigkeit der Schmierung hat er dadurch umgangen, daß er die Kurbelachse senkrecht stellt und zur wagerechten Schraube durch ein Kegelradpaar übergeht. Für Schraubenflieger wäre diese Motoranordnung übrigens die gegebene, da dann die Schraube nach Wunsch auch ohne Uebersetzung getrieben werden könnte. Abb. 220 (Tafel 14)

zeigt diesen Motor, auf dessen Einzelheiten bei den anderen Konstruktionen Farcots eingegangen ist. Man erkennt auch hier wieder, daß die Zylinder- und Kurbelachse gegen einander versetzt sind. Das Saugrohr ist ringförmig um die Zylinder geführt und wird an vier Stellen gespeist. Der Antrieb des Magnetapparates erfolgt durch Kegelräder. Ueber die Steuerung der Zylinder durch eine einzige Nockenscheibe sei auf das oben beim Esnault-Pelterie-Motor Gesagte verwiesen.

Eine andere Möglichkeit, den Vorteil des leichten Gehäuses und der guten Ausnutzung der Kurbelwelle durch die sternförmige Zylinderanordnung zu benützen und trotzdem alle Zylinder unter gleiche Schmierbedingungen zu setzen, ist die, die Kurbelwelle festzustellen und statt dessen die Zylinder umlaufen zu lassen. Abb. 221 zeigt z. B. einen solchen Motor, den von Adams. Die Kühlrippen verlaufen längs der Zylinder, um die Luft möglichst leicht zu durchschneiden. Die Kraft wird von dem sich drehenden Gehäuse abgenommen. Daß die Schmierung bei einem solchen Motor, abgesehen von den Dichtungen der Gasleitungen immer noch erhebliche Schwierigkeiten macht, ist klar. Das Gewicht eines solchen 5-Zylinder-Motors, dessen Kurbellager übereinander angeordnet waren, wird bei einer Leistung von 40—50 PS auf 130 kg angegeben.

Eine andere Ausführung eines Motors mit umlaufenden Zylindern ist in Abb. 222 dargestellte von Burlat. Er ist dort in einen Wagen eingebaut gezeigt, wie er auf der Pariser Ausstellung zu sehen war.[1])

Während bei Burlat die Kolbendrücke auf die Zylinder ungewöhnlich stark auftreten, sind beim Bucherer-Motor (Abb. 223 bis 226 auf Tafel 15) die Kolben ausschließlich Dichtungsorgane und üben sonst keinerlei Druck auf die Zylinderwandungen aus.

Daß der Massenausgleich durch diese Konstruktion gut gelungen ist, läßt die Abb. 224 erkennen, die den Zweizylindermotor der Abb. 223 in vollem Lauf von 1000 Umdrehungen in der Minute zeigt. Obwohl er mit keiner Schraube an seiner Unterlage befestigt ist, hat er sich während der mehrere Sekunden dauernden Belichtungszeit der photographischen Aufnahme nicht im mindesten gerührt.

Die starken Drücke zwischen Zylinder und Kolben, die der sonst ganz ähnlich gebaute Burlatmotor aufweist, sind hier dadurch an diesen Stellen vermieden, daß im Gehäuse die bekannte Epicykloidengeradführung, jedoch in abgeänderter Form angewandt ist. Es sei auf diese Vorrichtung an der Hand von Abb. 227 u. 228 (Tafel 15) hier kurz eingegangen. Der Kolben k einer gewöhn-

[1]) Näheres s. „Motorwagen" 1908.

lichen Explosionsmaschine mit feststehendem Zylinder ist starr mit seiner Stange s verbunden. Diese ist bei c an der Kurbel des außen verzahnten Stirnrades b gelagert. Das Stirnrad läuft

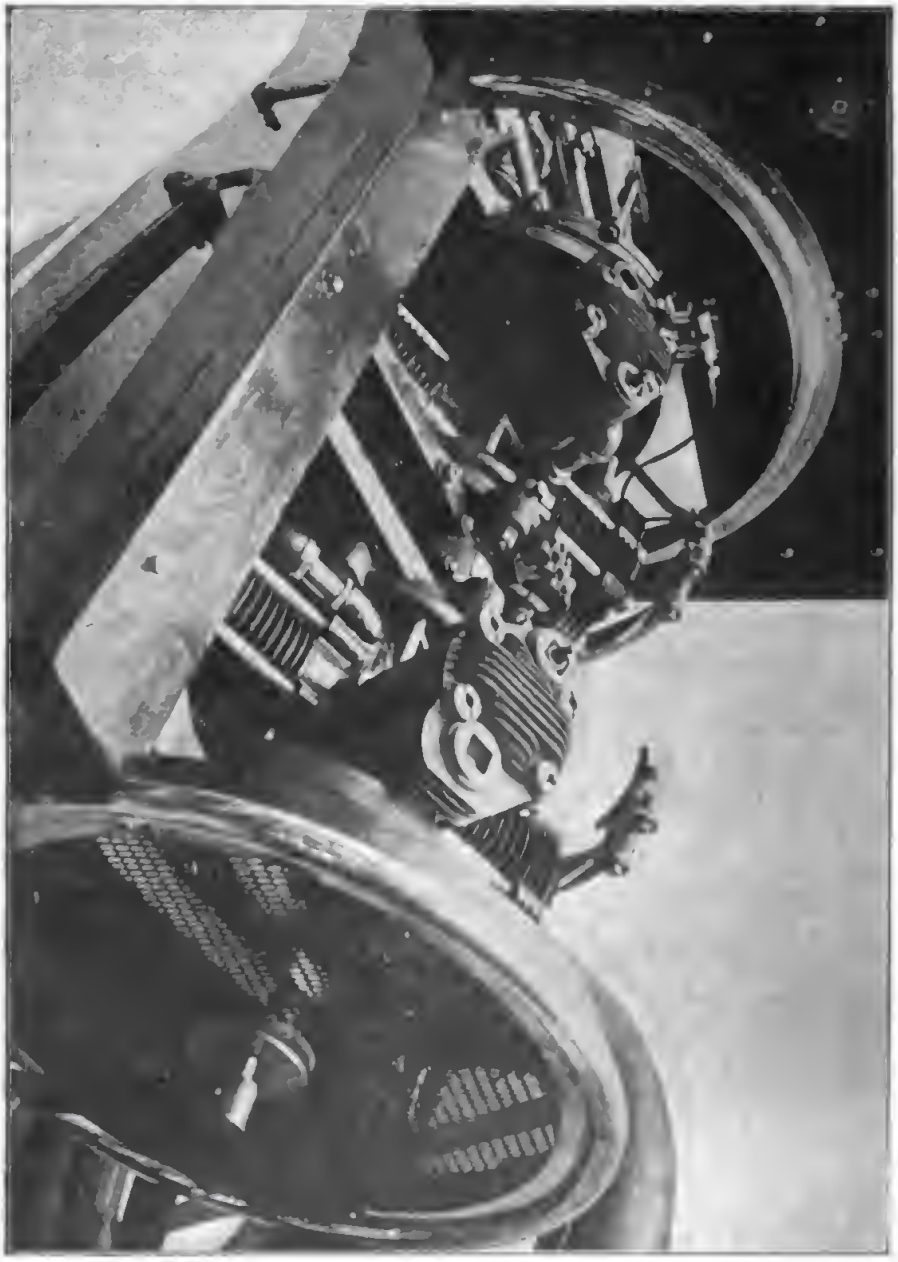


Abb. 222. Umlaufmotor von Burlet.

auf der Kurbel f der Welle d und wälzt sich an dem Umfange des feststehenden Innenzahnrades a ab, wenn sich die Welle d dreht. Da sich die Durchmesser von b und a wie 1:2

Digitized by Google

verhalten, so ist der Weg des Punktes c bei der Bewegung des Rades b eine Gerade. Der Geradführungsdruck ist also von dem Kolben weg und in die Zahnräder verlegt.

Auf Abb. 225 u. 226 ist der Bucherermotor, der diese Geradführung auf die Konstruktion der Burlatmaschine anwendet, schematisch dargestellt.

Die Konstruktion kann als eine kinematische Umkehrung der obigen Geradführung aufgefaßt werden. Denkt man sich in der Anordnung der Abb. 227 die Achse des Zahnrades b nicht umlaufen, sondern sich um einen feststehenden Mittelpunkt drehen,

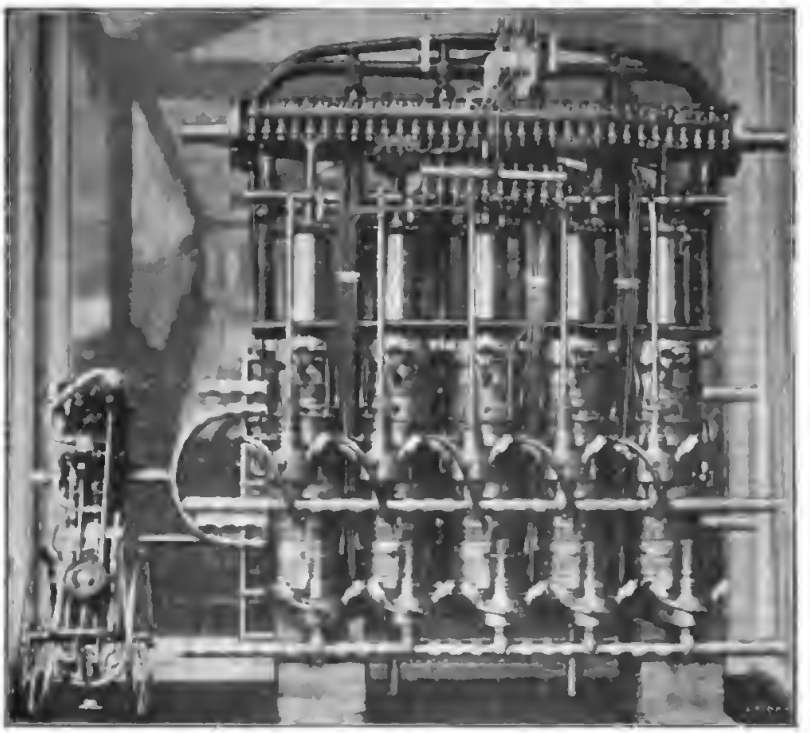


Abb. 229. Reihen-Flugmotor von Dufaux.

so müssen nun die Zylinder mit dem Zahnrad a umlaufen, damit sich Innen- und Außenzahnrad aufeinander abwälzen. a (Abb. 226) ist das große innen verzahnte Stirnrad, das mit den umlaufenden Zylindern selbst verbunden ist, während das halb so große mit Außenverzahnung ausgerüstete Stirnrad b mit der getriebenen Kurbelwelle d fest verbunden ist. Die Achsen x der umlaufenden Zylinder und der Kurbelwelle sind verschieden und haben den Abstand h von einander, der gleich der Länge des Kurbelarmes ist. Die Riemenscheibe k dient zur Abnahme der Kraft von der Kurbelwelle, während die Scheibe i, die mit den Zylindern

verbunden ist, dann benutzt werden kann, wenn man nur die halbe Umdrehungszahl wünscht.

Der Motor hat 90 mm Bohrung und einen Hub von 161 mm. Trotz dieser recht erheblichen Abmessungen soll infolge der hohen

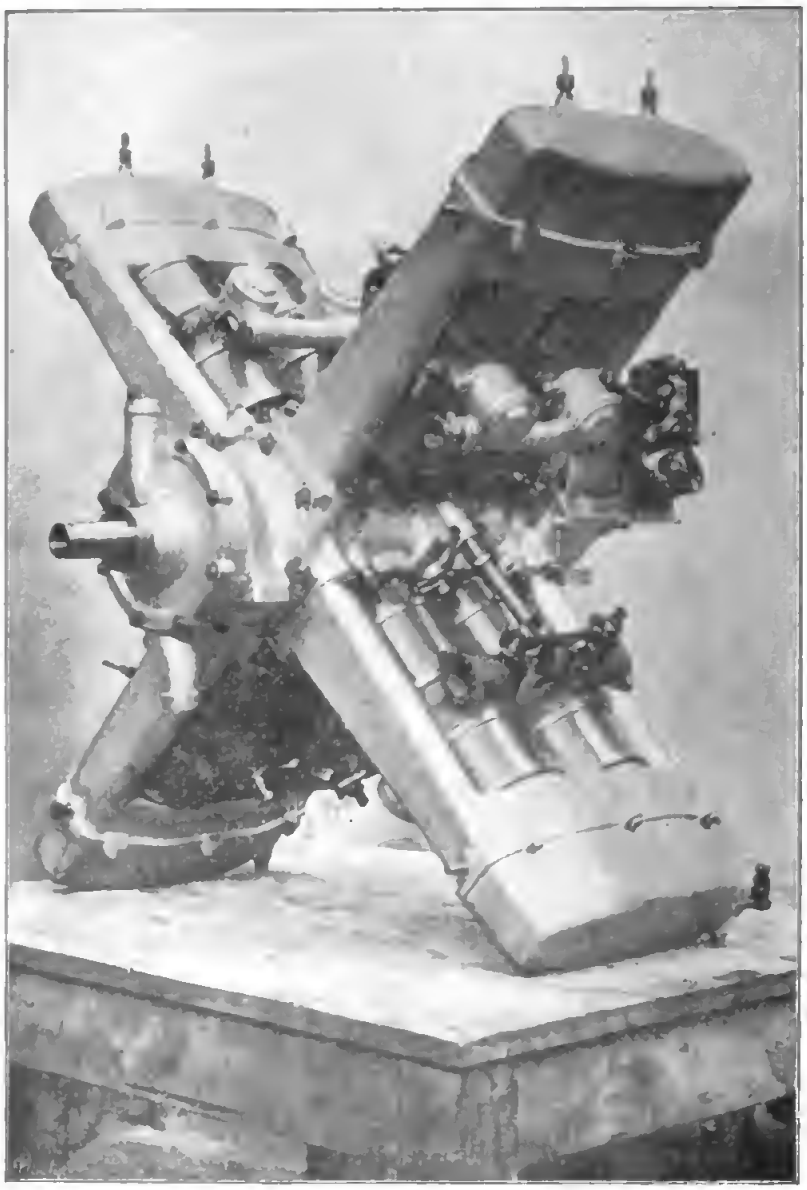


Abb. 230. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Ansicht.)

Geschwindigkeit der sich drehenden Zylinder die Kühlung völlig ausreichend sein, so daß der Verdichtungsgrad $\frac{V_h + V_c}{V_c}$ ungewöhnlich hoch, nämlich zu 5,3 gewählt ist.

Am weitesten von allen gebräuchlichen Motorformen weicht der Flugmotor des französischen Konstrukteurs Dufaux ab, den die Abb. 229 zeigt. Sind die anderen Konstrukteure bestrebt gewesen, die schweren Teile, wie Gehäuse und Kurbelwelle möglichst auszunutzen, so tut dies Dufaux auch noch mit der Kolbenstange und dem Kolben. Er ordnet nämlich je 2 Zylinder hintereinander in Reihe an (Tandemanordnung). Außerdem ist jeder

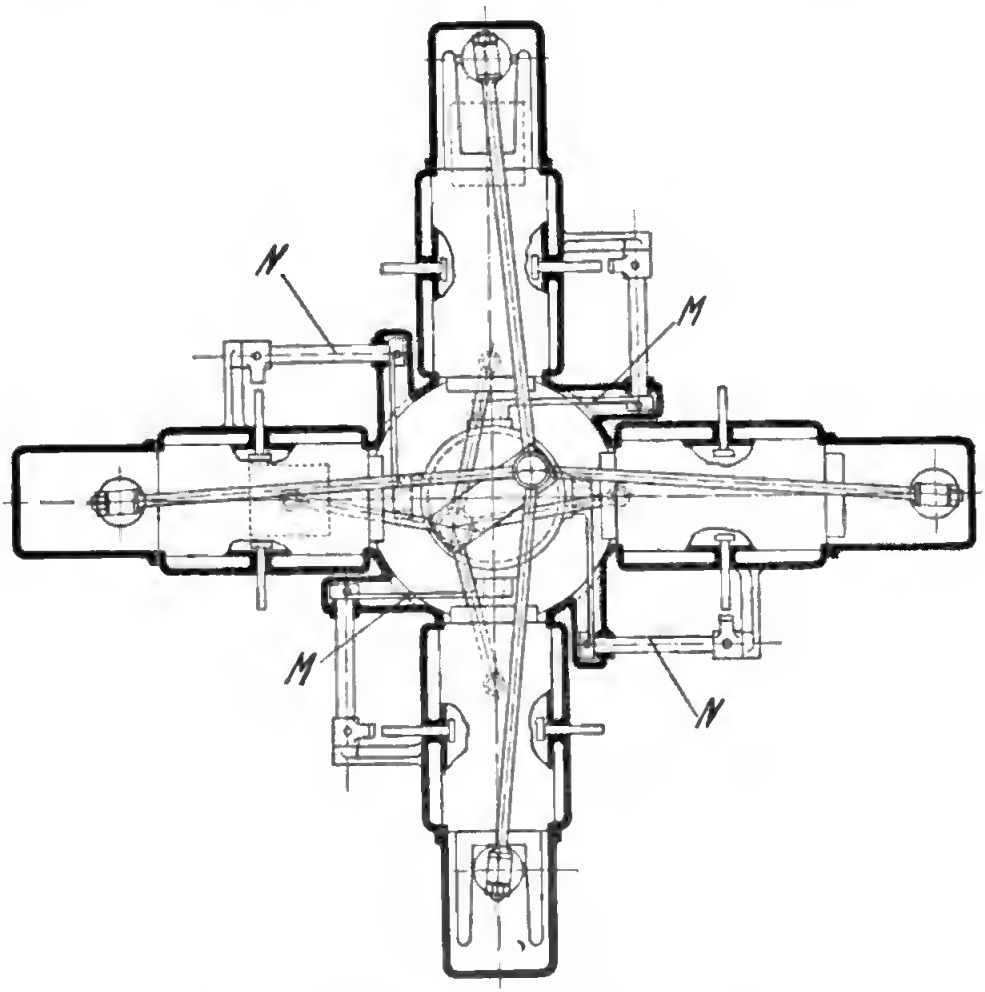


Abb. 231. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Schnitt.)

Zylinder doppelt wirkend wie bei den Großgasmaschinen. Die dargestellte Maschine entspricht also einem gewöhnlichen Vier-Taktmotor mit 20 Zylindern. Die Zylinder sind wassergekühlt. In die hohlen Kolben wird kühlende Luft durch die am 2. und 4. Zylindersatz unten sichtbaren hohlen Kolbenstangen geführt. Von den Stangen, die die Ventile betätigen, ist die Hälfte der Deutlichkeit wegen weggelassen. Jeder Zylinderraum wird durch

2 Kerzen gezündet. Die Lager der oben angeordneten Kurbel sind durch Rohre miteinander verbunden. Ein eigentliches Kurbelgehäuse fehlt also. Die Oelverteilung erfolgt durch die vielen Schmierleitungen. Durch die oben gelagerte Kurbelwelle rückt übrigens der Schwerpunkt des Motors nach unten, was beim Einbau in einen Drachenflieger vielleicht von Vorteil sein kann. Der kleine Motor links auf dem Bilde neben dem großen ist luftgekühlt.

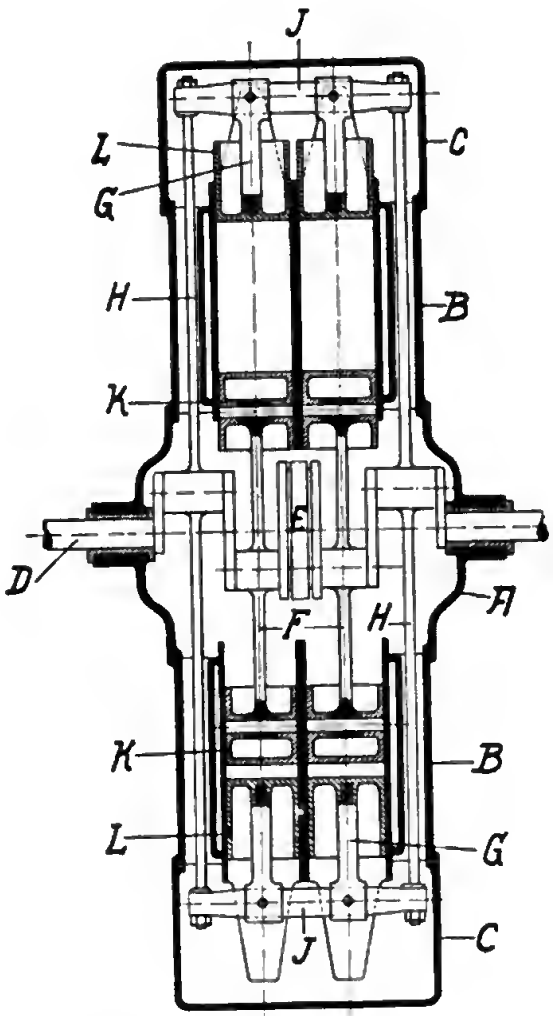


Abb. 232. Flugmotor von Gobron-Brillié. (Schnitt.)

Ob sich die Konstruktionen aus dem Großgasmaschinenbau auf solche leichten Schnelläufer übertragen lassen, muß abgewartet werden.

Eine von der üblichen abweichenden Konstruktion zeigt auch der Flugmotor von Gobron-Brillié. (Abb. 230 bis 232.) Gleich

den Automobilmotoren dieser Firma arbeiten in jedem Zylinder zwei gegenläufige Kolben in der gezeichneten Weise auf eine

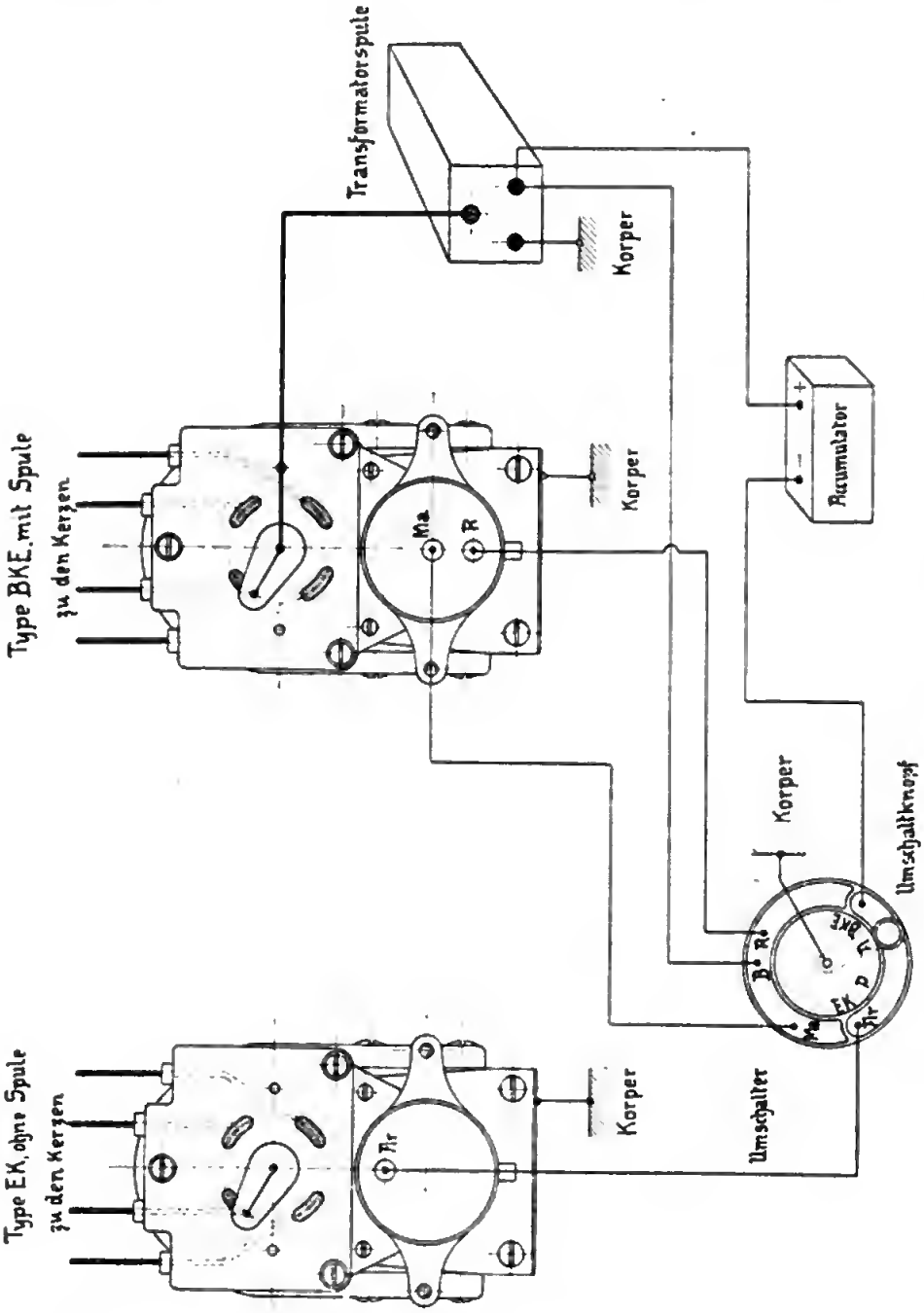


Abb. 233. Schema der dreifachen Eisemann-Zündung für Flugmotoren.

gemeinsame Kurbel. Die Gefahr des Verölens der Zylinder ist dadurch zu vermeiden gesucht, daß die Kolben genau passend

eingeschliffen sind und schon ohne Ringe dicht halten. Der Motor hat also in 8 Zylindern 16 Kolben. Er leistet bei 1150 minutl. Uml. 55 PS und wiegt betriebsfertig rd. 150 kg.

Die Betätigung der Ventile erfolgt mittels der Kurvenscheibe E, in der Hebel M schleifen, die die Wellen N in schwingende Bewegung versetzen. Diese schlagen mit ihren Ansätzen gegen die Ventilstangen.

Während die besonderen Forderungen der Flugtechnik verschiedene Teile des Verbrennungsmotors stark beeinflußt haben, ist der Teil, von dessen Arbeiten die Zuverlässigkeit der Maschine in hohem Maße abhängt, unverändert geblieben, nämlich die Zündung. Alle Flugmotoren zünden elektrisch; nur wenige benutzen wohl wegen des besonderen Gestänges, die Abreißzündung, während die meisten Hochspannungs-Kerzen verwenden.

Das Streben nach Erleichterung der recht schweren Zünd-Magnete hat zu der Konstruktion von Ruthardt in Stuttgart geführt, die für einen 4-Zylindermotor nur 3,2 kg wiegt.

Die Forderung unbedingter Zuverlässigkeit hat Eisemann veranlaßt, eine Zündungsart auszuarbeiten, bei der drei von einander unabhängige Zündungen zusammen mit je zwei Kerzen für jeden Zylinder arbeiten.

Abb. 233 zeigt die Zündung schematisch. Die beiden Magnetzündungen arbeiten völlig getrennt voneinander, während die Akkumulatorenzündung die eine Kerzengruppe mit benutzt. Sie dient zum Anwerfen und als dritte Reservezündung.

Zum Dauerbetrieb dient wegen seiner größeren Leistungsfähigkeit der Magnet BK, während EK kurz geschlossen mitläuft und beliebig eingeschaltet werden kann.

Die verschiedenen Zündungen werden durch Drehen des Schalterknopfes eingeschaltet.

4. Baustoffe und fertige Teile.

Wenn auch eine Flugmaschine so leicht wie irgend möglich gebaut werden muß, so darf diese Forderung doch nicht dazu führen, leichtsinnig zu Werke zu gehen, die Teile zu schwach zu bemessen oder ungeeignetes Material zu verwenden. Die Beanspruchungen der Fliegerteile sind nicht so gering, wie häufig angenommen wird. Noch während der Apparat auf dem Boden ruht, zittert er in allen seinen Teilen sowohl unter der Arbeit des Motors, als auch durch den wehenden Wind. Diese Beeinflussung wird natürlich bei der Fahrt bedeutend stärker. Dazu kommen die gefährlichen Stöße während der Anfahrt der hierzu

Räder benutzenden Flugfahrzeuge und vor allem die Landungsstöße.

Je elastischer ein Material ist, um so kleiner ist die Kraft der Stoßarbeit, um so weniger schädlich der Aufprall.

Als Material für das Gestell der Flieger kommt daher fast ausschließlich Holz oder Stahl in Frage. Aluminium scheidet wegen seiner geringen Festigkeit fast gänzlich aus und wird daher nur selten verwendet. So macht z. B. Voisin die Teile, durch die er die Streben mit den Tragflächenrahmen verbindet, aus Aluminiumguß. Abb. 234 zeigt ein solches Gußstück, das

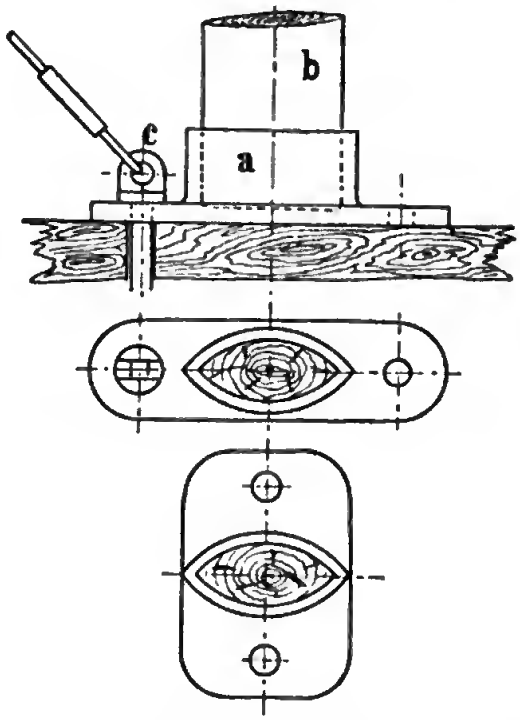


Abb. 234. Aluminium-Gußstück vom Voisin.

auf die Tragflächenrahmen geschraubt ist. Gleichzeitig dient es zur Befestigung der Spanndrähte.

Weniger als Holz geeignet für den Fliegerbau ist Stahlrohr. Es hat den Nachteil, daß unter den Erzitterungen das Molekulargefüge sich ändert, daß Reparaturen nicht so leicht wie bei Holz ausführbar sind und daß es weniger elastisch ist. Ueber die Abmessungen der nahtlosen Mannesmann-Röhren gibt die Tabelle Auskunft.

Die Rohre sind in Längen bis zu 8 m erhältlich und auf 50 Atm. Druck geprüft. Die Bruchfestigkeit des Stahls beträgt 50 kg.

Gewichte von Mannesmannstahlröhren (lfd. m in kg).

Aeuß. Durchm. in mm		5	10	15	20	25	30	35
Wandstärke in mm	0,5	0,055	0,116	0,178	0,239	0,300	0,361	0,423
	1,0	0,098	0,221	0,343	0,466	0,588	0,711	0,833
	1,5		0,312	0,496	0,679	0,864	1,048	1,231
	2,0		0,391	0,637	0,882	1,127	1,372	1,616
	2,5			0,766	1,072	1,378	1,685	1,991

Die Rohrverbindungen kann man entweder wie bei den Fahrrädern mittels Hülsen und Laschen bewerkstelligen oder durch Hartlötung sowie durch autogene Schweißung.

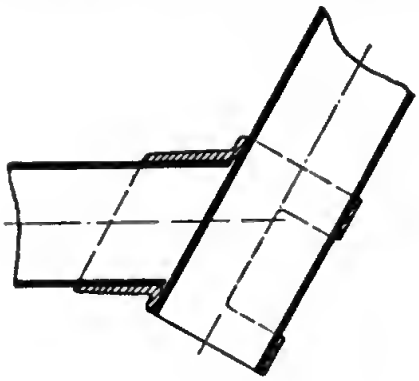


Abb. 235.

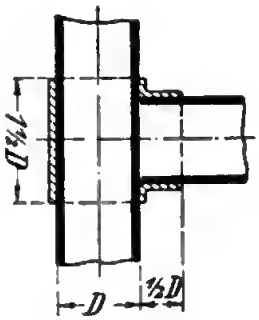


Abb. 236.

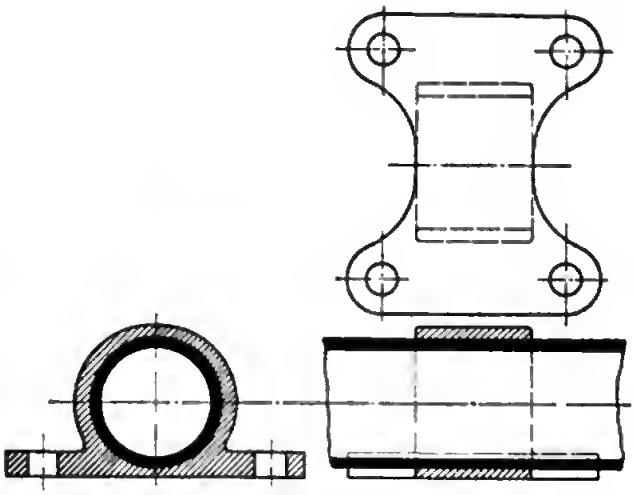


Abb. 237.

Eine Rohrverbindung durch Hartlötung stellt Abb. 235 und eine von rechtwinkligen Rohren Abb. 236 dar. Die Befestigung einer Lasche, die man zum Anschrauben des Motors gebrauchen kann, zeigt Abb. 237, während Abb. 238 die Herstellung von Scharnierstangen mit eingelöteten Köpfen zeigt.

Anstatt die Rohre durch Lötung zu verbinden, kann dies vorteilhaft häufig durch Schweißung mittels des Sauerstoffgebläses geschehen, und zwar ist hierfür sowohl die Wasserstoff-Sauerstoff-, als auch die Acetylen-Sauerstoff-Schweißung unter dem Namen der autogenen Schweißung in Gebrauch. Dieses Verfahren hat den Vorteil, daß zur Verbindung der Stahlrohre untereinander kein Zwischenstoff geringerer Festigkeit benutzt wird,

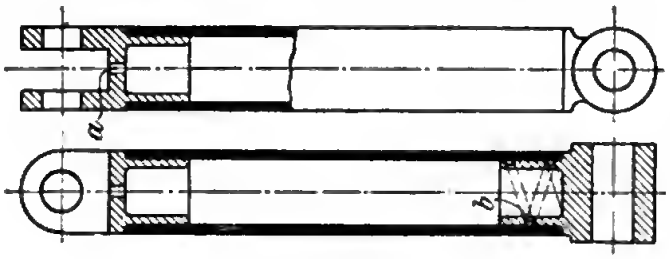


Abb. 238.

und daß die Schweißstelle bei sachgemäßer Ausführung an Festigkeit nicht sehr hinter dem unverletzten Material zurücksteht.

Abb. 239 und 240 zeigen als Beispiele für die Anwendung der autogenen Schweißung die Herstellung eines Rohres. Die Stelle a in Abb. 239 wird die Schweißhaltung genannt. Auf sie läßt man

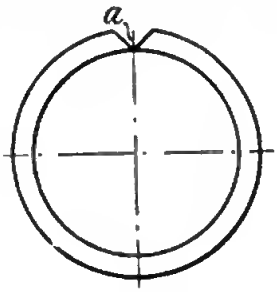


Abb. 239.

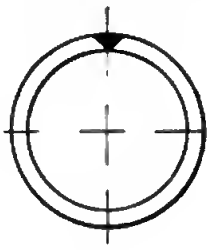


Abb. 240.

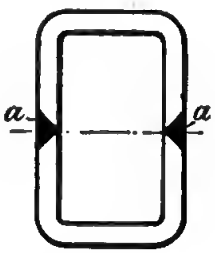


Abb. 241.

die Flamme einwirken, wobei man gleichzeitig in die Rille einen Eisendraht legt, der mit einschmilzt, so daß nach der Schweißung die Stelle das Aussehen der Abb. 240 erhält. Ein Vierkantrohr kann mit Hilfe der autogenen Schweißung etwa nach Art der Abb. 241 hergestellt werden, in der a wieder die Schweißstellen bedeuten.

Ein Material, von dem man sich augenscheinlich mehr versprochen hatte, als es hielt, ist das Magnalium, eine Aluminium-Legierung von 2 bis 30 v. H. Magnesium. Seine Zugfestigkeit schwankt zwischen 30 und 45 kg/qmm, während die Biegungsfestigkeit etwa 25 kg/qmm beträgt. Ihr spezif. Gewicht ist 2,4 bis 2,57.

Gewichte von Magnaliumrohren in kg.

Aeuß. Durchm. in mm	Wandstärke in mm							
	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	5
10	0,085	1,133	0,185	0,241	0,301	0,365	0,432	0,579
20	0,162	0,248	0,34	0,434	0,533	0,635	0,741	0,965
30	0,24	0,365	0,494	0,627	0,786	0,888	1,05	1,351
40	0,316	0,48	0,682	0,82	0,997	1,16	1,36	1,737

Weitaus die meisten Flieger sind aus Holz hergestellt, und zwar benutzt Wright z. B. das amerikanische Fichtenholz „Spruce", dessen spec. Gewicht nur 0,38 beträgt. Sehr gut eignet sich auch die schwedische Kiefer und das Eschenholz zum Fliegerbau.

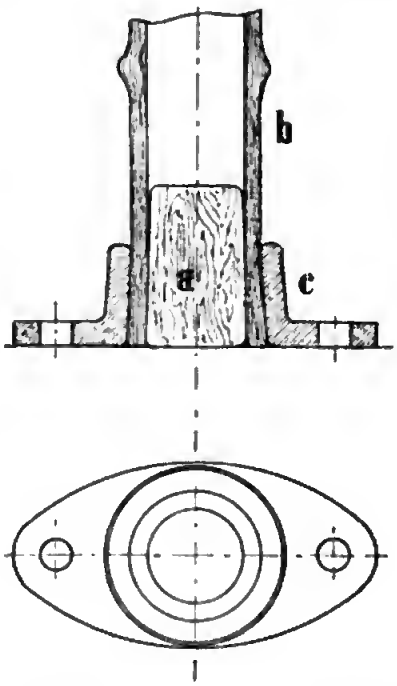


Abb. 242. Befestigung einer Bambusstrebe.

Der häufig benutzte Bambus ist für Dauerkonstruktionen nicht zu empfehlen, weil er leicht splittert und man ihm außen nicht ansieht, ob er im Innern durch Fäulnis oder dergl. zerstört worden ist.

Erhöht wird seine Widerstandskraft, wenn man ihn dicht mit gewachstem Hanf umwickelt.

Die Verbindung der Bambusstangen ist nicht so leicht wie bei Holz zu bewerkstelligen. Eine Verbindungsart ist auf Abb. 242 ersichtlich. Zur Erhöhung der Festigkeit des Rohres ist es durch einen Holzstopfen verschlossen.

Eine andere Befestigungsweise zeigt Abb. 243. Zwei Stahlblechwinkel sind durch Bolzen an den Längsbalken gehalten,

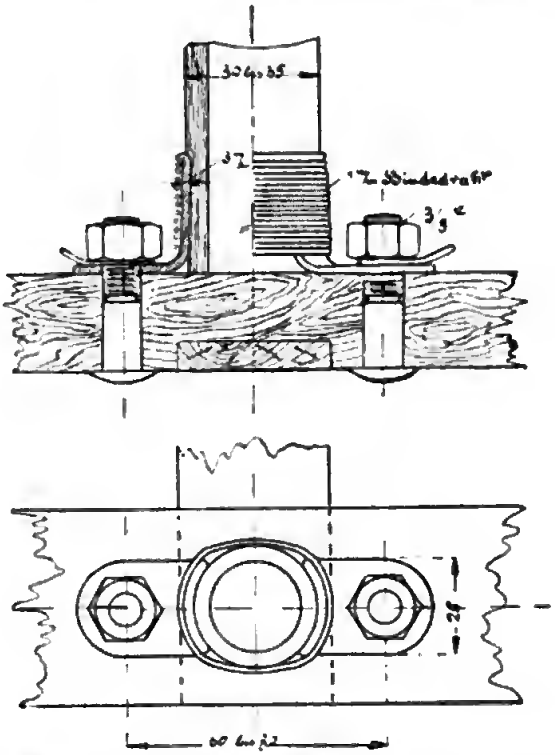


Abb. 243. Befestigung einer Bambusstrebe durch Stahlblechwinkel.

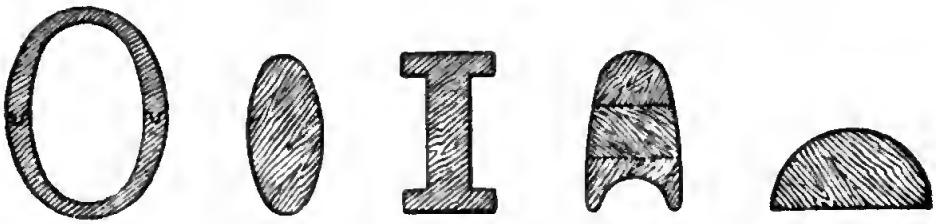


Abb. 244. Holzquerschnitte von Chauvières.

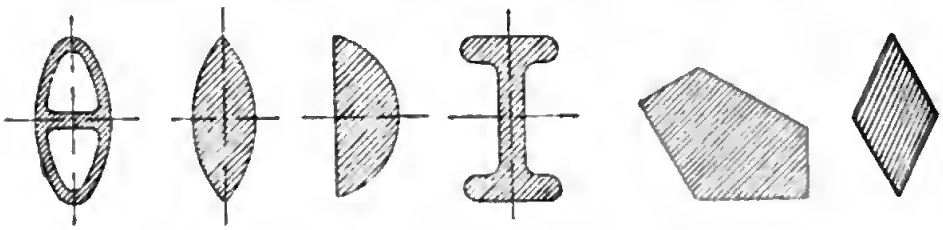


Abb. 245. Holzquerschnitte von Vinet.

während der Bambusstab zwischen sie mittels Bindedraht geklemmt ist.

Das Holz verwendet man entweder voll oder von rohrartigem

Querschnitt, den man durch Verleimen mehrerer Holzstücke herstellt. Man kann auf diese Weise Teile von außerordentlicher Leichtigkeit, Festigkeit und Elastizität erzeugen, die zudem ver-

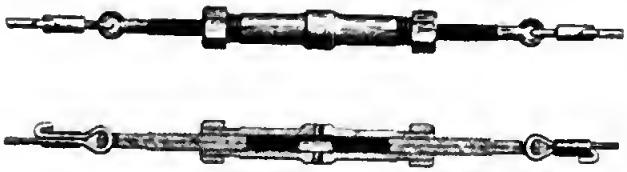


Abb 246. Drahtschloß von Blériot.

Abb. 247. Drahtschloß von Voisin.

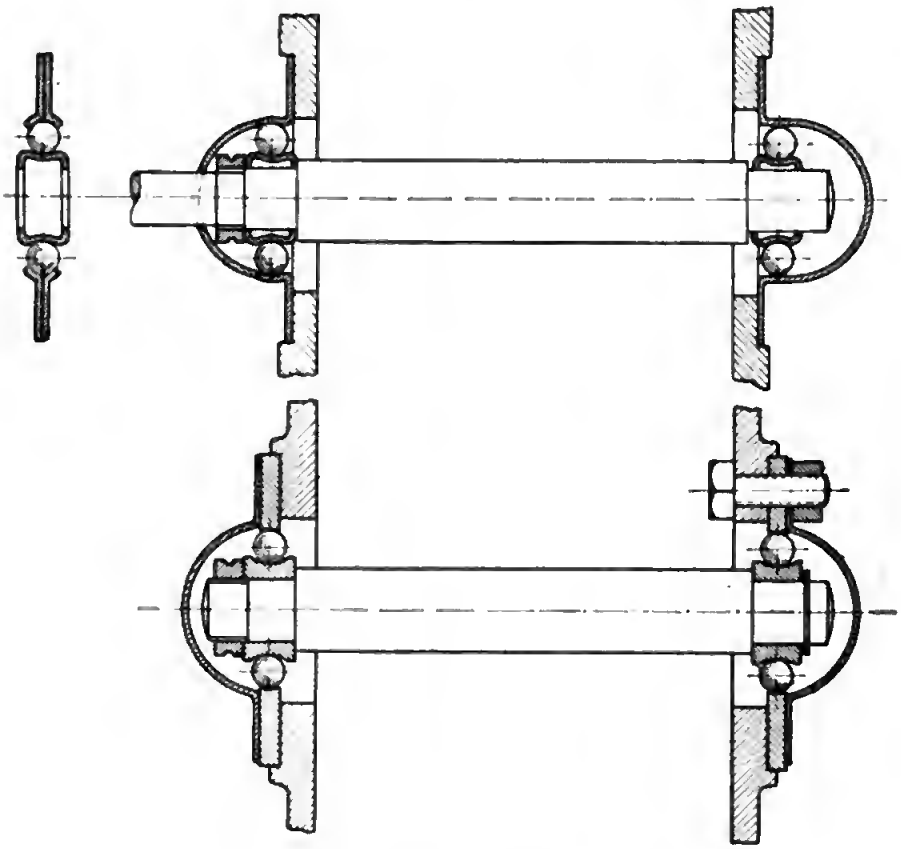


Abb. 248. Leichte Kugellager von Bauschlicher.

hältnismäßig nicht teuer sind. Abb. 244 zeigt z. B. von Chauvières gelieferte Querschnitte von Hölzern, deren Preise zwischen 1 bis 4 Francs den Meter schwanken. Andere käufliche Querschnitte sind auf Abb. 245 ersichtlich.

Die zur Versteifung der Tragflächenkonstruktion benutzten Stahldrähte haben meist einen Durchmesser von 1,5 mm. Indessen

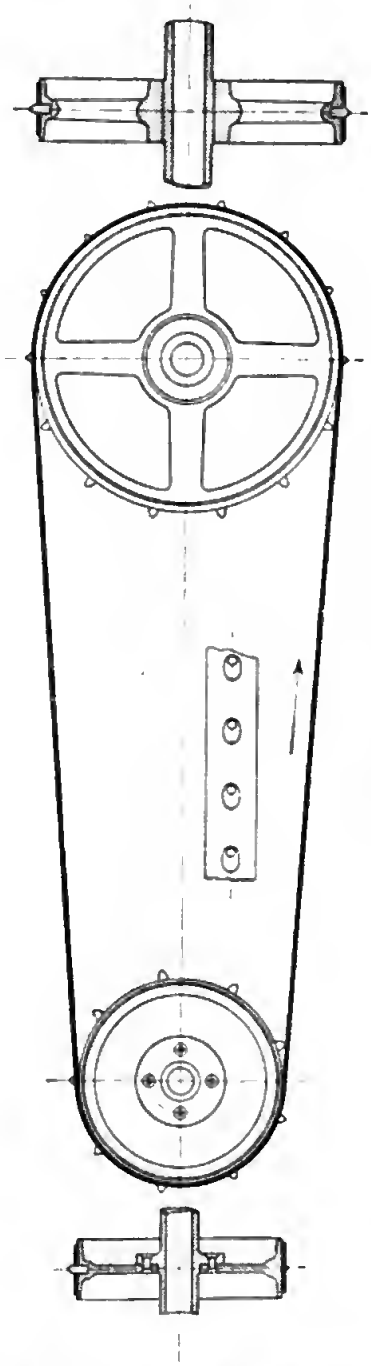
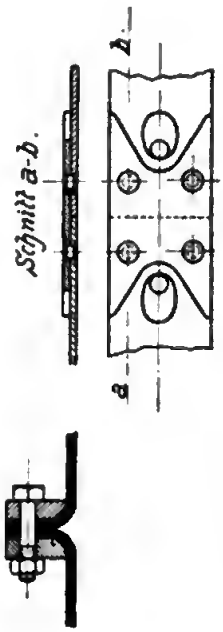


Abb. 249. Gelochtes Stahlband zur Kraftübertragung.



Verbindungsstelle des Stahlbands.

ist manchmal genötigt, stärkere Drähte zu wählen. So benutzt Wright für die Hauptspanndrähte 3 mm-Draht. Wright verzichtet darauf, alle Drähte nachspannen zu können, da er etwaige

Verzerrungen des Gestells durch die Verdrehung der Flächen mittels des Steuerhebels wieder ausgleichen kann.

In Frankreich häufig benutzte Nachspannvorrichtungen für die Drähte zeigen die Abb. 246 und 247.

Welche besondere Ausbildung z. B. Kugellager erfahren, um für den Luftfahrzeugbau brauchbar zu werden, zeigt Abb. 248 die Konstruktionen von Bauschlicher darstellt. Die Laufringe sind bei ihnen aus gepreßtem Blech hergestellt.

Eine andere Sonderkonstruktion desselben Ursprungs ist Abb. 249, die ein gelochtes Stahlband für Kraftübertragung zeigt. Diese, schon früher bei Fahrrädern versuchte Ausführung hat vor der Kette nicht nur den Vorteil der Leichtigkeit, sondern auch der größeren Einfachheit voraus.

Abb. 250. Stahlschraube von Renault.

5. Ausführung der Luftschrauben.

Als Ergänzung zu den Berechnungen früherer Abschnitte seien nun noch einige konstruktive Ausführungen zunächst der

Luftschrauben gegeben. Die Luftschrauben werden entweder aus Metall oder aus Holz gefertigt. Bei der Herstellung aus Metall kann die ganze Schraube aus Stahlblech bestehen, wie die der Abb. 250, die die Renault-Schraube zeigt. Eine solche Hohlschraube besitzt außerordentlich glatte Flächen auf beiden Seiten.

Nicht so günstig ist in dieser Beziehung die Antoinette-Schraube, die verschiedene Flieger benutzen. (Abb. 178.) An einem Stahlrohrschaft sind Aluminiumbleche angenietet. Durch den Stahlschaft wird die hintere Schraubenfläche etwas uneben

Abb. 251. Flieger von Esnault-Pelterie.

und dürfte nicht wirbelfrei arbeiten. Auf die gleiche Weise sind die vierflügligen Schrauben von Esnault-Pelterie hergestellt. (Abb. 251.)

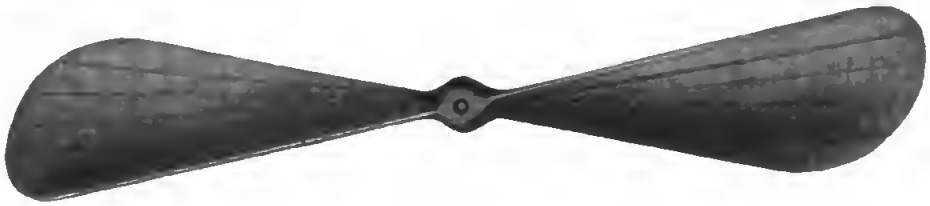


Abb. 252. Holzschraube „Intégrale" von Chauvières.

Die Holzschrauben haben den Nachteil, daß man bei ihnen die Steigung nicht leicht ändern kann. Wenn sie falsch ist, ist mit ihnen meist nichts mehr anzufangen. Andererseits haben sie den Vorzug der Billigkeit und Leichtigkeit. In Frankreich werden sie fabrikmäßig hergestellt. So zeigt Abb. 252 die Schraube

„Intégrale“ von Chauvières, wie sie z. B. der Ballon „Clément-Bayard“ hat. Aus den Streifen erkennt man, daß sie aus übereinander geleimten einzelnen Brettern hergestellt ist. Auch die Schrauben des Wright-Fliegers bestehen aus Holz, und zwar sind sie aus drei verleimten Balken geschnitzt.

Die folgende Tabelle gibt die Abmessungen und Preise der „Intégrale“-Schrauben an.

Abmessungen und Preise der „Intégrale“-Schrauben.

Durchmesser in m	Steigung in m: 0,50	0,75	1,00	1,25	1,50	2,00	2,50
	Fr.	Fr.	Fr.	Fr.	Fr.	Fr.	Fr.
1	175	188	200	213	225	250	275
1,50	238	250	263	275	288	313	338
2	375	394	413	432	450	488	525
2,50	450	469	488	507	525	563	600
3	525	544	563	582	600	638	675
3,50	600	618	638	657	675	713	750

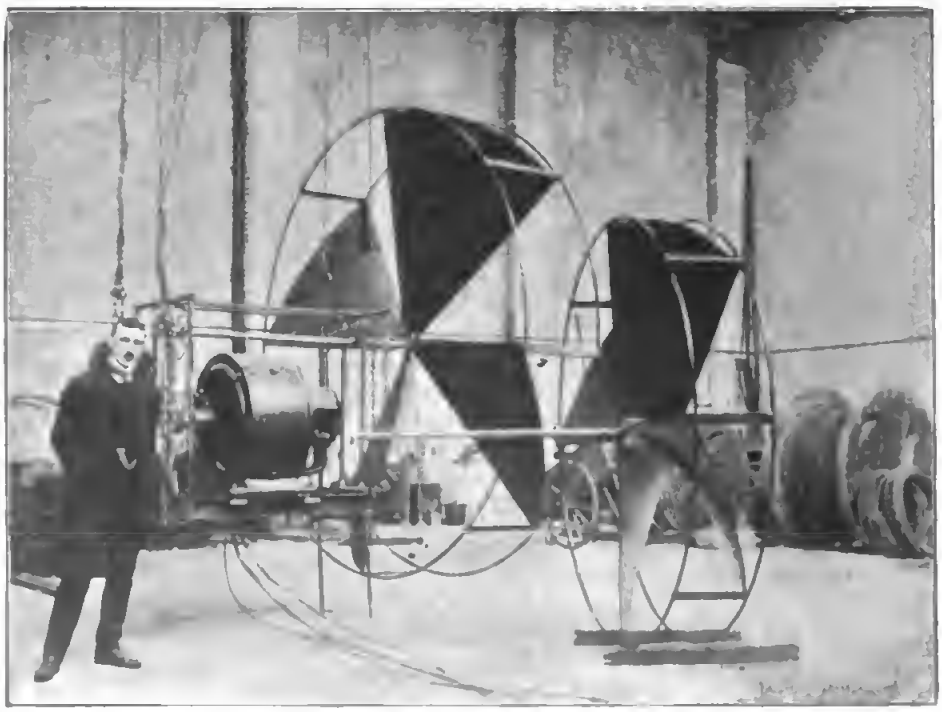


Abb. 254.

Für die Durchmesser von 4 bis 10 m Preise nach Vereinbarung.

Die auf Abb. 253 dargestellte Schraube des Luftschiffs „Ville de Paris“, die mit 180 Umdrehungen in der Minute arbeitet, hat einen Durchmesser von 6 m. Ihre Steigung beträgt bei der neuen Ausführung 8 m (früher 6 m).

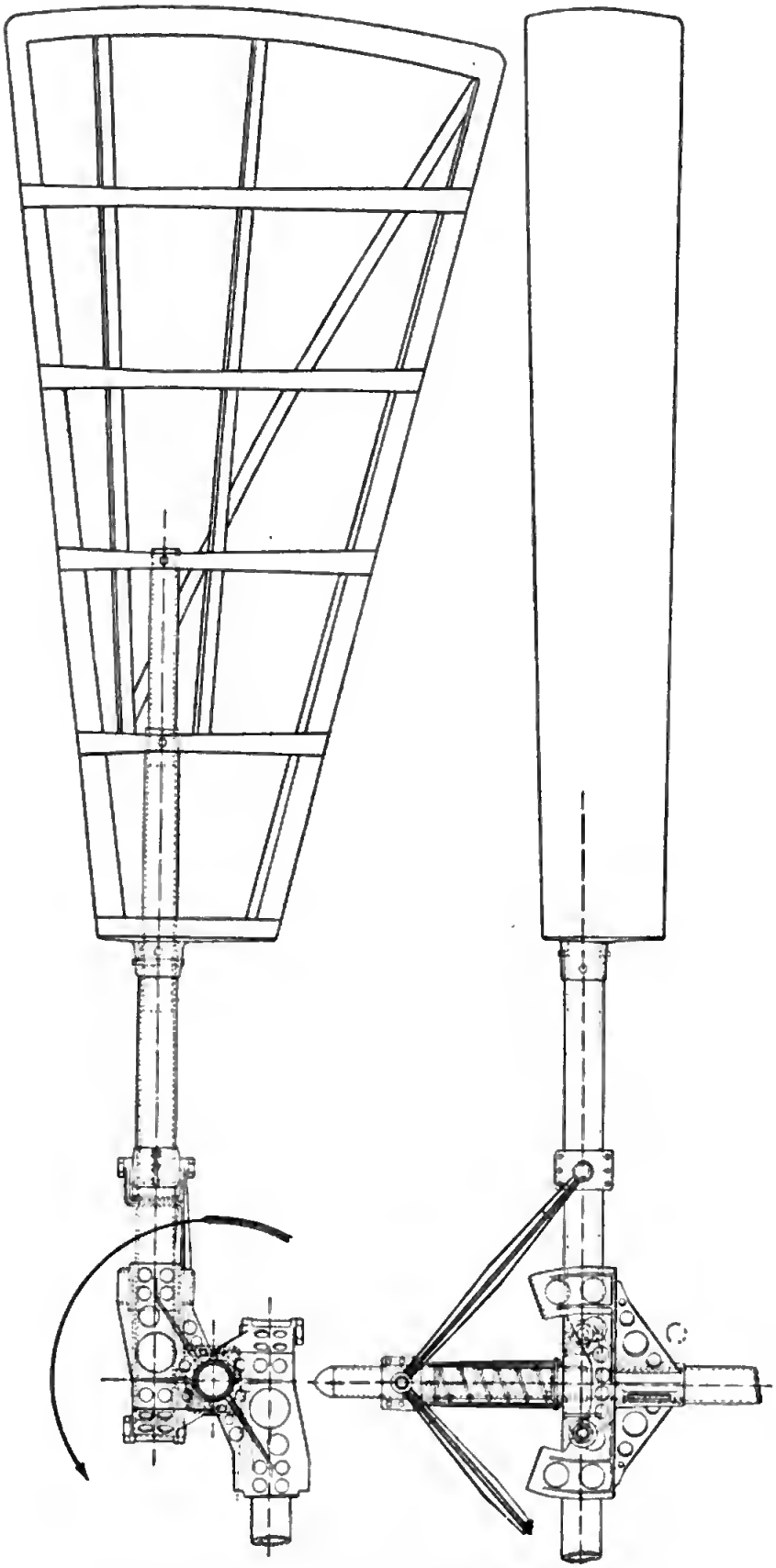


Abb. 253. Schraube des Luftschiffs „Ville de Paris.

Das Holzgerüst ist mit gummierter Seide überzogen. Ihr Gewicht beträgt 90 kg.

Die Flügel sind in ihrer Neigung veränderlich. Außerdem ist dem Führer die Möglichkeit gegeben, die Flügel bei der Landung wagerecht festzustellen, um eine Beschädigung der Schraube zu vermeiden.

Die aus Stoff hergestellte Luftschraube von Parsevals, deren Flügel durch die Schwungkraft eingenähter Gewichte gespannt werden, ist S. 119 beschrieben.

Abb. 254 zeigt eine andere Stoffschraube, die der Firma Ruthenberg (Konstrukteur Dorhöfer). Von den beiden auf der Abb. sichtbaren hat die rechte, wie zu erwarten, die besseren Ergebnisse gehabt. Bei einem Durchmesser von 2,30 m und einer minutl. Umlaufzahl von 350 ergab sie nach Angaben des Erbauers 68 kg Zug bei 11,3 PS.

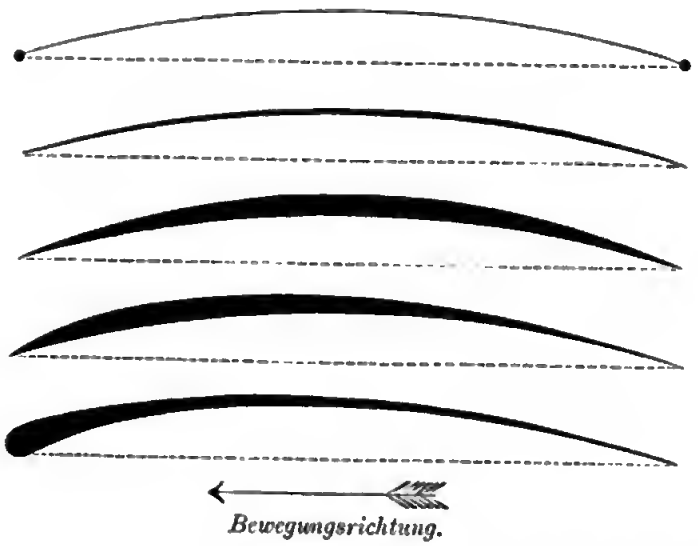


Abb. 255. Von O. Lilienthal untersuchte Tragflächenquerschnitte.

6. Ausführung der Tragflächen.

Der Stoff der Tragflächen wird in einem Rahmen ausgespannt, dessen Vorderkante meist etwas dicker ist. Da die auf Abb. 255 von Lilienthal[1]) versuchten Querschnitte von Tragflächen mit Ausnahme des obersten fast den gleichen Luftwiderstand gezeigt haben, kommt es demnach hauptsächlich darauf an, sie hinten recht sanft auslaufen zu lassen. Aus diesem

[1]) Otto Lilienthal. Der Vogelflug.

Grunde und um sie zur Vermeidung von Luftwirbeln elastisch zu machen, wobei die Flächen sich dem Luftdruck an der hinteren Kante anschließen, verlegt man die hintere Rahmensteife meist etwas nach vorn, wie z. B. auf den Abbildungen des Wright-Fliegers deutlich erkennbar ist. Nur zwei Drittel der Fläche

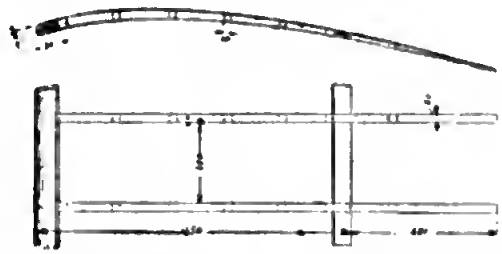


Abb. 256. Tragflächenrippe nach Wright.

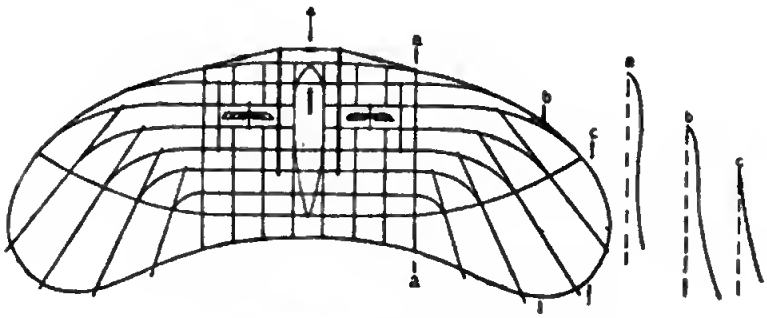


Abb. 257. Flieger von Wels und Etrich.

Abb. 258. Tragflächenrippe von Voisin.

befinden sich innerhalb des Rahmens, während das hintere Drittel frei überragt. (Abb. 256.)

Die vordere Kante kann ziemlich dick sein. So beträgt z. B. beim Wright-Apparat die Höhe der vorderen Kante 50 mm.

Einige Konstrukteure bevorzugen die sogenannte S-Form der Tragfläche, die eine besonders wirbelfreie Luftabfuhr ergeben und die Fläche sehr stabil fliegen lassen soll. Abb. 257 zeigt die derart gekrümmte Tragfläche von Wels (und Etrich).

Es ist nun nicht ratsam, die Flächen einfach in den Rahmen einzuspannen und wie Segel aufblähen zu lassen, wenigstens hat sich bei großen Ausführungen diese Art bisher nicht bewährt. Alle brauchbaren Flugschiffe geben zurzeit ihren Tragflächen zwangsweise die gewünschte Krümmung, die sich nach den angestellten Versuchen als die günstigste für den Hub und das Durchschneiden der Luft erwiesen hat. Die gewölbte Form erhalten die Flächen hierbei durch Holzstäbchen, die in der Flugrichtung die Rahmenkanten verbinden und an denen der Stoff befestigt ist.

Hierbei unterscheidet man zwei Arten. Nach der einen, die z. B. die Brüder Voisin (Abb. 258) anwenden, besteht jede Tragfläche aus einer einzigen Tuchlage, die auf einer, und zwar der Unterseite der Bogenrippen befestigt ist. Die Rippen selbst sind wieder durch Tuchstreifen überkleidet, die auch die Kanten umhüllen, um die Entstehung von Wirbeln möglichst zu vermeiden.

Abb. 259. Tragflächengerüst des Antoinette-Eindeckers.

Auch der Dreidecker von Grade (Abb. 112) zeigt diese Bespannungsart. Nur ist bei ihm in nicht günstiger Weise die obere Längsstange jeder Fläche unbekleidet.

Bei der zweiten Bespannungsart hüllt man die Rippen völlig in Stoff ein, so daß man also für jede Tragfläche die doppelte Stoffmenge gebraucht. Man hat hierbei den Vorteil der gänzlich wirbelfreien Luftführung. Diese Bespannungsart wählen fast alle Eindecker, weil sie zur Erhöhung der Festigkeit die Tragflächen ziemlich dick, die Rippen also recht hoch machen müssen. Abb. 259 zeigt z. B. die Rippenkonstruktion des Antoinette-Eindeckers.

Bei Doppeldeckern können die Rippen wesentlich niedriger gehalten werden. Bei Wright z. B. bestehen sie nur aus dünnen gebogenen Stäben, die durch Klötze auseinandergehalten werden.

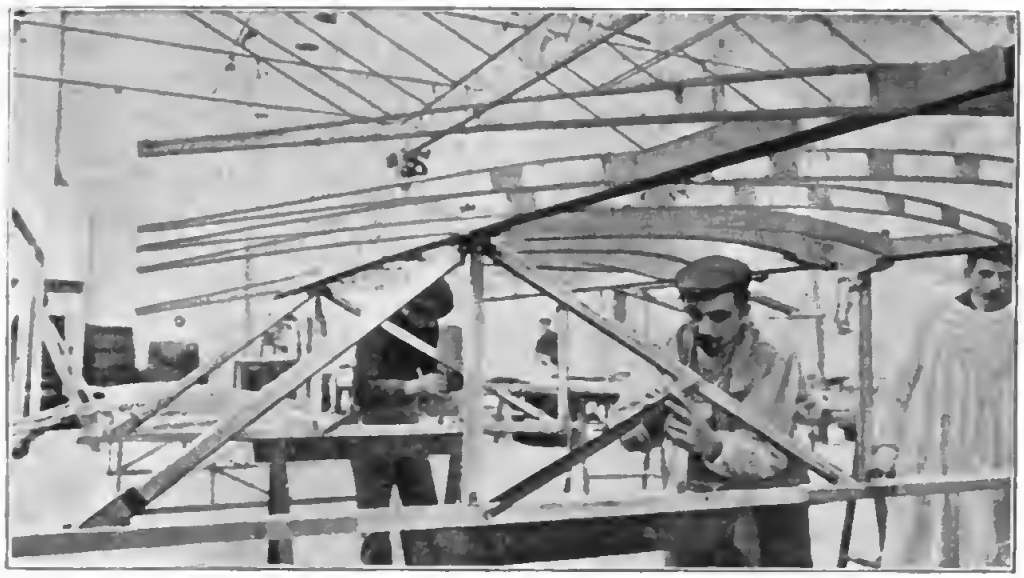


Abb. 260. Gerüst der unteren Tragfläche des Wrightfliegers.

Abb 261. Gerüst der oberen Tragfläche des Wrightfliegers.

Digitized by Google

Sie werden in der Weise hergestellt, daß man die untere Leiste auf eine Schablone legt, nachdem man die Klötze aufgeleimt und -genagelt hat. Dann wird die obere Leiste über die Klötze gebogen und mit Leim und Nägeln befestigt. Schrauben sind nicht zu empfehlen, da sie in ihren käuflichen Durchmessern das Holz zu sehr schwächen. Der Stoff ist auf den Rippen mittels Stofflaschen befestigt. An der Kante des vorderen Längsträgers ist er angenagelt. Die Konstruktion der Wrightschen Tragflächen erhellt deutlich aus den Abb. 260 und 261.

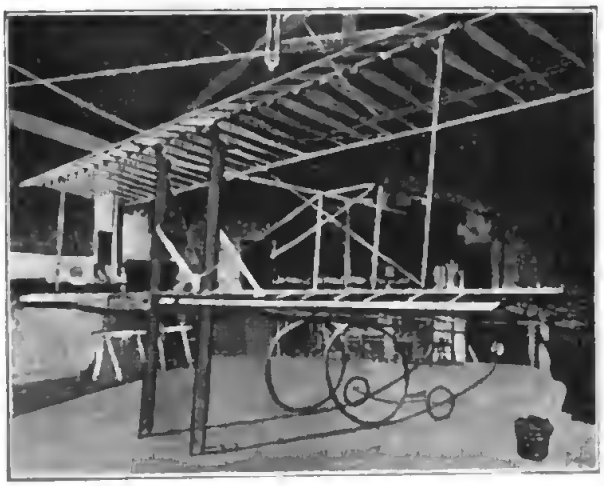


Abb. 262. Tragflächengerüst des Zweideckers von H. Farman.

Von dem Wrightschen Tragflächengerüst unterscheidet sich das von Henri Farman auf Abb. 262 u. a. dadurch, daß die Tragrippen sich über den starken Vorderbalken hinaus erstrecken und zur Verringerung des Stirnwiderstandes vorn zusammenlaufen.

Die Hinterkanten der Tragflächenrippen müssen durch einen Draht oder dgl. verbunden sein, um ein Flattern des Tuches zu vermeiden.

Die Eigenschaften der Fliegerstoffe ergeben sich aus der Tabelle S. 29. Es sei noch geraten, möglichst glatte Stoffe zu wählen, um die Luftreibung möglichst zu verringern.

Daß es nicht nötig ist, die Flächen völlig luftdicht zu machen, zeigt die Kurve der Abb. 83 S. 94, die von Lanchester nach Versuchen von Dines aufgestellt ist.

C. Neuere Ausführungen von Fliegern.

Der bis jetzt erfolgreichste Doppeldecker, auf den hier sehr häufig Bezug genommen wurde, ist der der Brüder Wright. Zur Ergänzung der Seitenansicht auf Abb. 138 S. 152 ist in Abb. 263 seine Aufsicht und Rückansicht des Fliegers gezeigt, in die die hauptsächlichsten Maße eingeschrieben sind. Man erkennt, daß die Rippen der Tragflächen sehr eng, mit etwa 30 cm

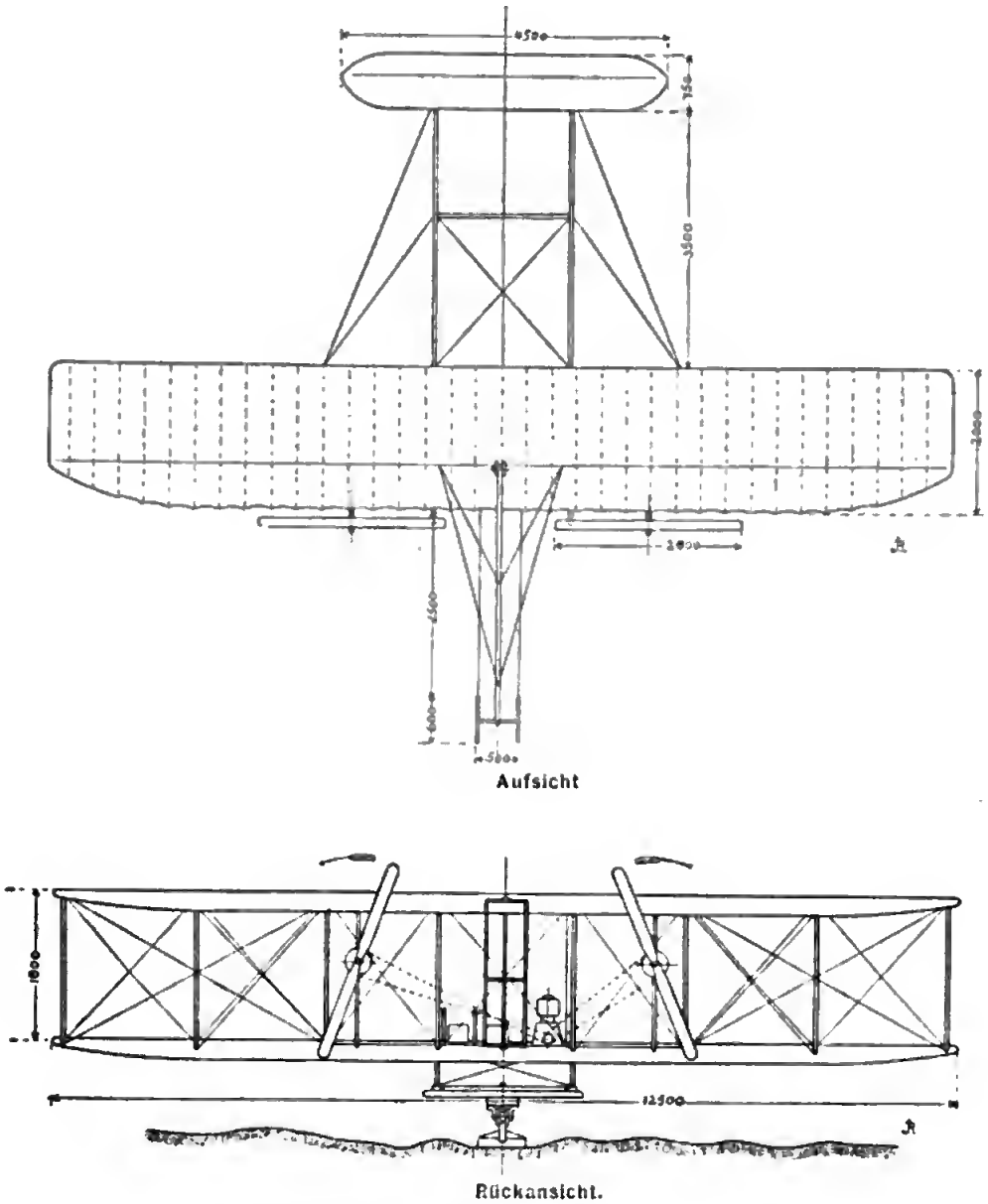


Abb. 263. Zeichnung des Wrightfliegers.

Abstand stehen, sowie, daß die Schrauben etwas über der Mitte zwischen den Tragflächen angeordnet sind.

Abb. 264 zeigt die Art des Zusammenbaus des Wrightfliegers. Wegen der großen Bedeutung jeder Kleinigkeit ist Wright selbst dabei tätig. Aus diesem Bilde geht noch die Art der Schraubenbefestigung hervor. Auf der Welle sitzt ein Flansch, der in das Holz eingelassen ist. Eine Schraubenmutter dient zur Sicherung gegen das Abrutschen. Im Vordergrunde ist die Abflugschiene sichtbar.

Abb. 264. Zusammenbau eines Wrightfliegers.

Während andere Konstrukteure, z. B. Voisin, die Längsbalken ihrer Tragflächen fest aneinander stoßen, und auch die Streben fest mit ihnen verbinden, verfolgt Wright den Grundsatz, alles gelenkig aneinander zu reihen. Er will dadurch die Wirkung harter Landungsstöße ausschalten, daß die Teile in den Gelenken ausschwingen können. Wie gelegentlich bemerkt, sind daher auch nur die vier mittleren Streben fest angebracht, während alle anderen sowohl vorn wie hinten nachgiebig sind. Zu dem gleichen Zweck sind auch die Spanndrähte nur mäßig straff.

Die gelenkige Verbindung der Streben und der Längsbalkenteile ist auf Abb. 265 zu ersehen, die einen in einer französischen Werkstatt hergestellten Wrightflieger zeigt.

Wie Wright die Fortschaffung seines Apparates durch die Straßen ermöglicht, zeigt Abb. 266, die den Flieger in den Straßen

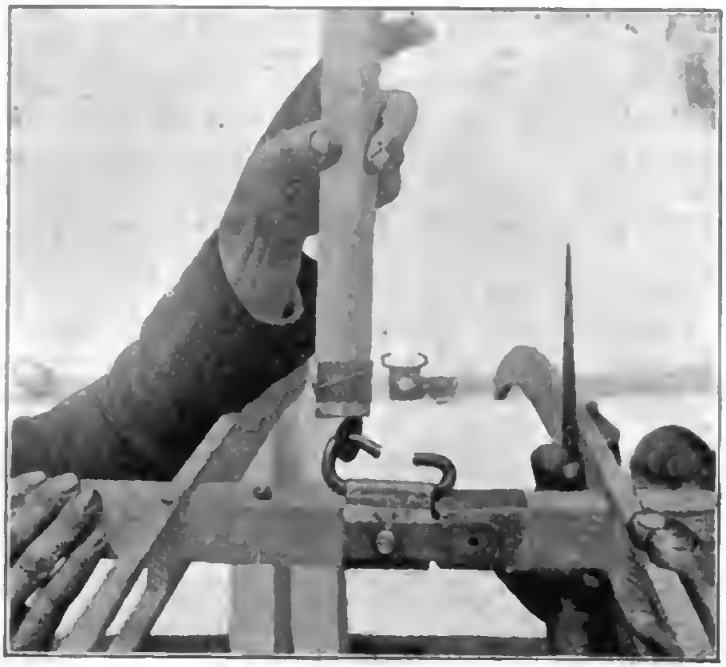


Abb. 265. Gelenkige Verbindung der Streben und der Längsträger beim Wrightflieger.

Abb. 266. Fortschaffung eines Wrightfliegers durch die Straßen Roms.

Roms darstellt. Höhen- und Seitensteuer liegen auf der unteren Tragfläche. Die nach dem Höhensteuer führenden Stangen sind zur Seite geklappt, so daß der Flieger nur noch wenig über 2 m breit ist.

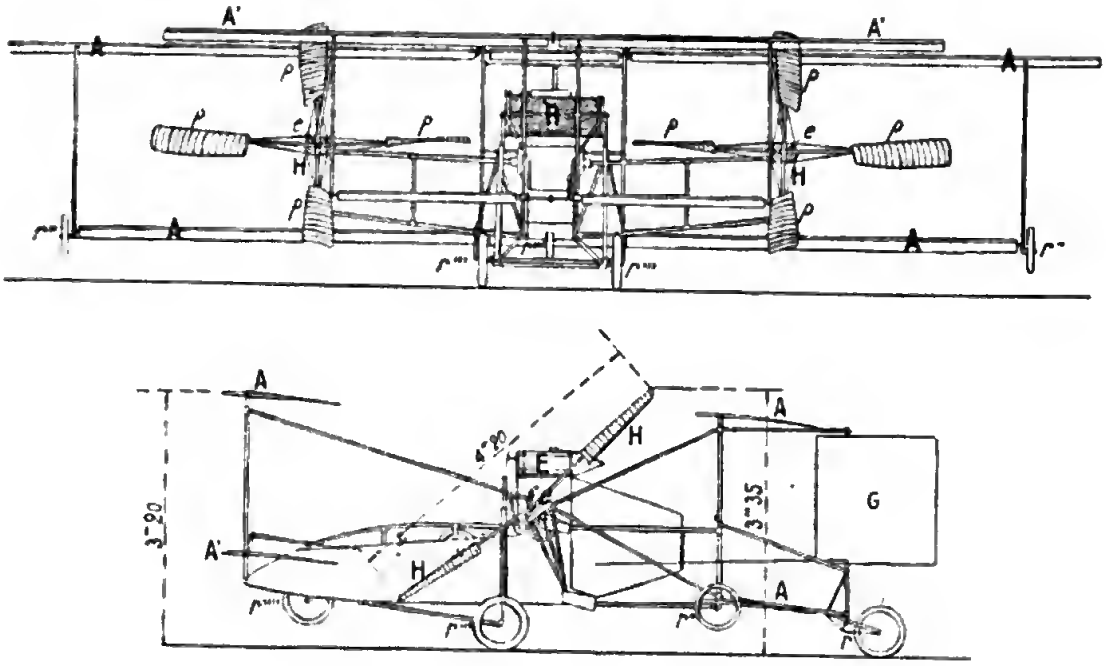
Der Doppeldecker von Maurice Farman (Abb. 267 Tafel 16) lehnt sich eng an die Voisin-Maschine an. Er unterscheidet sich von dieser durch das gänzliche Fehlen senkrechter Wände sowohl zwischen den Haupt- als auch den Schwanzflächen. Auch ist das Höhensteuer F etwas weiter nach vorn gerückt, um den Hebelarm zu vergrößern. Die sonstigen Abmessungen sind die gleichen wie im Voisin-Apparat. Ebenso fehlt auch eine Schrägsteuereinrichtung. Ob die Aenderung der Vorderradfederung vorteilhaft ist, läßt die Zeichnung nicht deutlich genug erkennen.

Abb. 268. Doppeldecker der Aerial Experiments Association.

Der Doppeldecker der amerikanischen Aerial Experiments Association, den Abb. 268 zeigt, hat schon Flüge von mehr als einer halben Stunde ermöglicht. Er zeichnet sich durch sehr lange und schmale Tragflächen aus. Er ist sehr leicht gebaut und ein Mittelding zwischen den Fliegern Wrights und Voisins. Ohne senkrechte Wände hat er einen Dämpfungsschwanz und ein vorderes Höhensteuer. Die Schraube sitzt unmittelbar auf der Motorwelle. Zur Schrägsteuerung dienen vier kleine dreieckige Flächen, an den Enden der zusammengebogenen Tragflächen. Bei dem Neubau sollen die Tragflächen indes wie bei Wright ganz gerade ausgeführt werden.

Eine Flugmaschine von Breguet-Richet, die ein Mittelding zwischen Schrauben- und Drachenflieger darstellt, zeigt Abb. 269. Sie ist gänzlich aus Stahl gefertigt. Ihre Schrauben von 4,25 m Durchmesser sind um 40^0 gegen die Wagerechte geneigt und mit nachgiebigen Schaufeln von veränderlicher Steigung versehen. Bei 45 PS ergeben die beiden Schrauben an

Digitized by Google



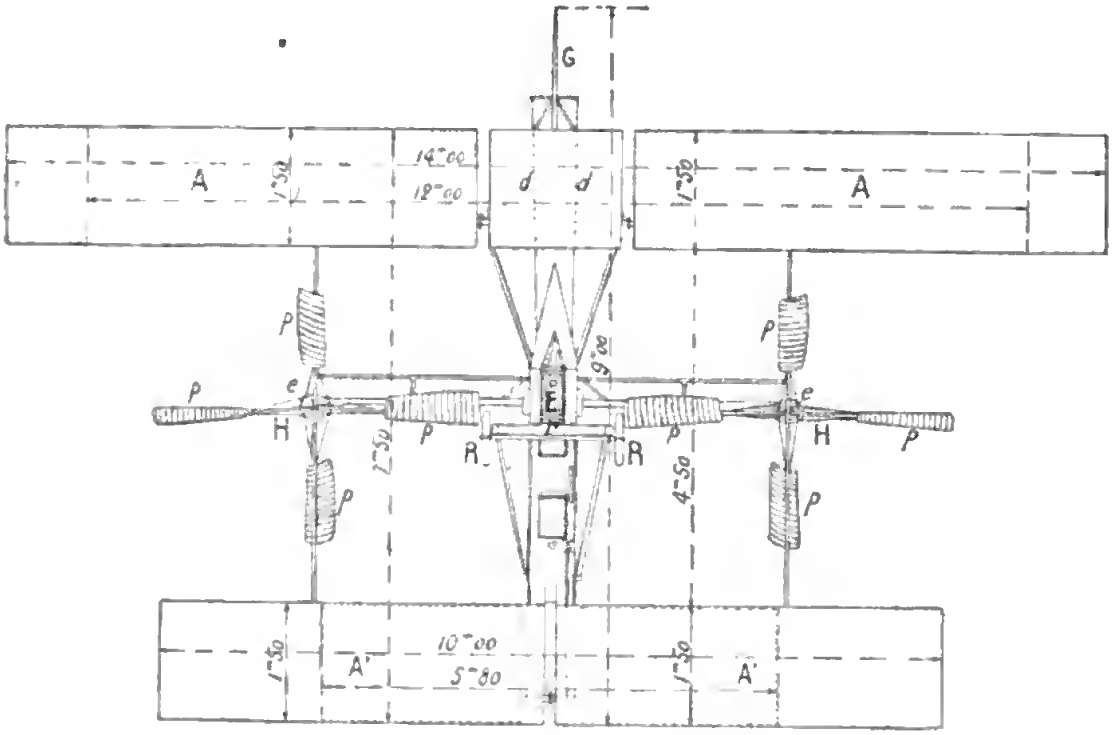


Abb. 269. Flugmaschine von Breguet-Richet.

Ort einen wagerechten Zug von 250 kg und einen Auftrieb von 300 kg, so daß sich der Apparat, der unbemannt 550 kg wiegt, schon nach kurzem Anlauf erheben dürfte.

Der Kühler R ist so angeordnet, daß er bei 60 km Fahrgeschwindigkeit einen Auftrieb von etwa 40 kg ergibt.

A sind die hinteren, A' die vorderen Tragflächen, die zugleich als Höhensteuer dienen. G ist das Seitensteuer.

Obwohl es fehlerhaft ist, einen Gleitflieger ohne Lenkeinrichtungen zu bauen, da die Steuerung durch Verlegung des Schwerpunkts, wie sie Lilienthal u. a. anwandten, nicht kräftig genug wirkt, sei hier doch auf Abb. 270*) (Tafel 17) die Zeichnung für einen einfachen derartigen Gleitflieger gebracht. Die Tragflächen messen 20 qm. Das Fliegergewicht beträgt 40 bis 50 kg. Es dürfte sich aber in jedem Falle empfehlen, die Tragflächen nicht wie gezeichnet, eben herzustellen, sondern nach Art der Kraftflieger zu wölben. Wegen der geringeren Gleitgeschwindigkeit kann man die Pfeilhöhe hierbei $^1/_{15}$ bis $^1/_{12}$ der Sehne betragen lassen.

Der zurzeit erfolgreichste Eindecker, auf dem Latham ein Flug von 1¼ Stunde gelang, ist auf der Abb. 271 bis 273 (Tafel 18) dargestellt. Auf der Zeichnung (Abb. 273) sind die dreieckigen Schrägsteuerflächen an den Tragflächenenden weggelassen. In der Mitte sind die Flächen 3 und an den Enden 2 m tief. Die Flächenbelastung ist ziemlich hoch, nämlich $\frac{24}{400} = 16{,}7$ kg/qm. Der eingebaute Antoinette-Motor leistet 50 PS. Interessant ist noch der Kühler. Er besteht aus langen Röhren, die dem Fliegerkörper anliegen, um keinen selbständigen Luftwiderstand zu erzeugen. Sie sind nur mit Dampf gefüllt, so daß das Wassergewicht trotz großer Kühlfläche nur gering ist. Die Schraube an dem neuen Antoinette-Motor ist auf Abb. 277 dargestellt worden, die Tragflächenkonstruktion zeigt Abb. 259 Eigenartig ist auch noch die Fahrvorrichtung. Sie besteht auf dem abgebildeten Apparat aus einem Rade, das neuerdings durch zwei dicht beieinander befindliche ersetzt ist. Von diesem geht eine Kufe aus, die vorn eine breite Rolle trägt. Die Tragflächen selbst werden seitlich durch abgefederte Kufen gestützt.

In der Flächenbelastung noch weiter als Levavasseur, der Erbauer des Antoinettefliegers, geht Esnault-Pelterie bei seinem Eindecker der Abb. 274 (Tafel 19). Er besitzt bei einem Eigengewicht von 420 kg nur 15,175 qm, so daß 26,600 kg auf den qm entfallen. Die Höhensteuerung erfolgt mittelst der hinteren

*) „Flugsport" 1909. Heft 7.

Fläche J, die Seitensteuerung durch das Steuer K, während die Schrägsteuerung durch Verminderung der Hauptflächen geschieht.

Die Bedienung der Steuer wird durch zwei senkrechte Hebel, ähnlich wie bei Wright bewirkt, nur ist Höhen- und Schrägsteuer

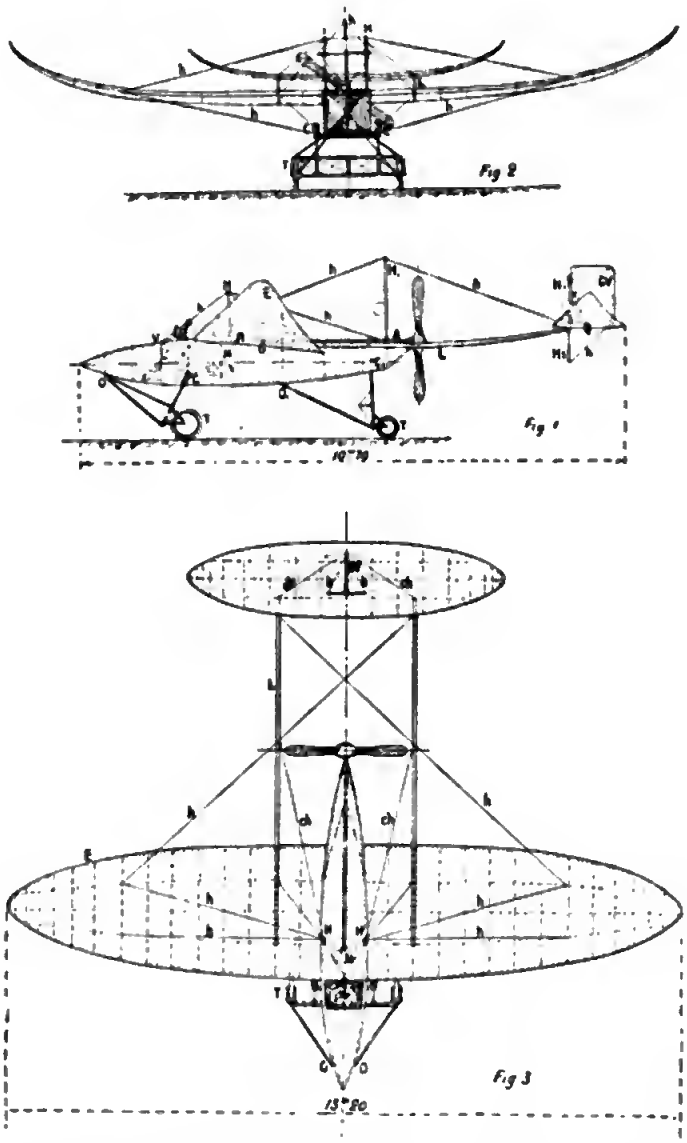


Abb. 275. Eindecker „Clément-Bayard" von Tatin u. Chauvière.

in demselben Hebel vereinigt, während die Seitensteuerung für sich erfolgt. Der Motor wird durch Fußhebel beeinflußt.

Der Motor ist ein 30 PS-Siebenzylinder desselben Konstrukteurs. Er treibt unmittelbar eine Schraube mit vier biegsamen Flügeln von 2 m Durchmesser und 1,15 m Steigung. Das

Oelgefäß faßt 6 l und der Brennstoffbehälter 40 l, was für einen zweistündigen Betrieb ausreicht.

Das Vorderrad ist außer mit einer Spiralfeder noch mit einer Luft- und Oelbremse versehen, die bei einem Gewicht von 5 bis 6 kg 350 mkg aufzunehmen gestattet, wobei ihr Arbeitsweg 25 cm beträgt.

Am weitesten in der Flächenbelastung geht wohl Blériot, dessen Steuerung auf S. 130 dargestellt ist. In seinem Flieger No. 9, (12 m Länge, 9 m Spannung, 26 qm Oberfläche, Gesamtgewicht 480 kg, Fluggeschwindigkeit 70 km, 4 fl. Schraube mit 2,10 m Durchmesser und 1,40 m Steigung) beträgt sie zwar nur 18,4 kg, in dem Eindecker No. 11 aber 27 kg/qm. (7,20 m Spannweite. 12 qm Fläche und 7° Flugwinkel.) Die Tragflächen können zum Zweck der Schrägsteuerung verwunden werden.

Ein gut durchkonstruierter Eindecker, der indes noch nicht erprobt ist, ist der „Clément-Bayard" (Abb. 275). Er ist auf Grund der Anweisungen von Tatin durch Chauvière entworfen. Der Motor ist von Clément-Bayard. Tatin befolgt den Grundsatz, sich möglichst an die Vorbilder in der Natur anzulehnen. Von den segelnden Vögeln ist daher die Tragflächengestalt übernommen. Die leichte Aufkrümmung dient etwas der seitlichen Flugsicherheit. Kippt der Flieger, so gleitet er etwas seitlich. Der Luftwiderstand an den Aufbiegungen sucht ihn dann wieder aufzurichten. Gegen Seitenböen ist der Flieger aber durch die Flügelform etwas empfindlicher. Die Flächen messen nur 23 qm. Sie sind mit gelackter japanischer Seide überzogen.

Die Schraube von 2,40 m Durchmesser hat eine Steigung von 2,50 m und läuft mit 700 bis 750 minutl. Umdrehungen, ist also vom Motor im Verhältnis 3:2 untersetzt.

IV. Trigonometrische Tabelle.

Grad	Sinus							
	0′	10′	20′	30′	40′	50′	60′	
0	0,000	0,003	0,006	0,009	0,012	0,015	0,017	89
1	0,017	0,020	0,023	0,026	0,029	0,032	0,035	88
2	0,035	0,038	0,041	0,044	0,047	0,049	0,052	87
3	0,052	0,055	0,058	0,061	0,064	0,067	0,070	86
4	0,070	0,073	0,076	0,078	0,081	0,084	0,087	85
5	0,087	0,090	0,093	0,096	0,099	0,102	0,105	84
6	0,105	0,107	0,110	0,113	0,116	0 119	0,122	83
7	0,122	0,125	0,128	0,131	0,133	0,136	0,139	82
8	0,139	0,142	0,145	0 148	0,151	0.154	0,156	81
9	0,156	0,159	0,162	0,165	0,168	0,171	0,174	80
10	0,174	0,177	0,179	0 182	0,185	0,188	0,191	79
11	0,191	0,194	0,197	0,199	0,202	0,205	0,208	78
12	0,208	0,211	0,214	0,216	0,219	0,222	0,225	77
13	0,225	0,228	0,231	0,233	0,236	0,239	0,242	76
14	0,242	0,245	0,248	0,250	0,253	0,256	0,259	75
15	0,259	0,262	0,264	0,267	0,270	0,273	0,276	74
16	0,276	0,278	0,281	0,284	0,287	0,290	0,292	73
17	0,292	0,295	0,298	0,301	0,303	0,306	0,309	72
18	0,309	0,312	0,315	0,317	0,320	0,323	0,326	71
19	0,326	0,328	0,331	0,334	0,337	0.339	0,342	70
20	0,342	0,345	0,347	0,350	0,353	0,356	0,358	69
21	0,358	0,361	0,364	0,367	0,369	0,372	0,375	68
22	0,375	0,377	0,380	0,383	0,485	0,388	0,391	67
23	0,391	0,393	0,396	0,399	0,401	0,404	0,407	66
24	0,407	0,409	0,412	0,415	0,417	0,420	0,423	65
25	0,423	0,425	0,428	0,431	0,433	0,436	0,438	64
26	0,438	0,441	0,444	0,446	0,449	0,451	0,454	63
27	0,454	0,457	0,459	0,462	0,464	0,467	0,469	62
28	0,469	0,472	0,475	0,477	0,480	0,482	0,485	61
29	0,485	0,487	0,490	0,492	0,495	0,497	0,500	60
30	0,500	0,503	0,505	0,508	0,510	0,513	0,515	59
31	0,515	0,518	0,520	0,523	0,525	0,527	0,530	58
32	0,530	0,532	0 535	0,537	0,540	0,542	0,545	57
33	0,545	0,547	0,550	0,552	0,554	0,557	0,559	56
34	0,559	0,562	0,564	0,566	0,569	0,571	0,574	55
35	0,574	0,576	0,578	0,581	0,583	0,585	0,588	54
36	0,588	0,590	0,592	0,595	0,597	0,599	0,602	53
37	0,602	0,604	0,606	0,609	0,611	0,613	0,616	52
38	0,616	0,618	0,620	0,623	0,625	0,627	0,629	51
39	0,629	0,632	0,634	0,636	0,638	0,641	0,643	50
40	0,643	0,645	0,647	0,649	0,652	0,654	0,656	49
41	0,656	0,658	0,660	0,663	0,665	0,667	0,669	48
42	0,669	0,671	0,673	0,676	0,678	0,680	0,682	47
43	0,682	0,684	0,686	0,686	0,690	0,693	0,695	46
44	0,695	0,697	0,699	0,701	0,703	0,705	0,707	45
	60′	50′	40′	30′	20′	10′	0′	G

Cosinus

Grad	Cosinus							
	0′	10′	20′	30′	40′	50′	60′	
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	89
1	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,999	0,999	88
2	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	0,999	87
3	0,999	0,998	0,998	0,998	0,998	0,998	0,998	86
4	0,998	0,997	0,997	0,997	0,997	0,996	0,996	85
5	0,996	0,996	0,996	0,995	0,995	0,995	0,995	84
6	0,995	0,994	0,994	0,994	0,993	0,993	0,993	83
7	0,993	0,992	0,992	0,991	0,991	0,991	0,990	82
8	0,990	0,990	0,989	0,989	0,989	0,988	0,988	81
9	0,988	0,987	0,987	0,986	0,986	0,985	0,985	80
10	0,985	0,984	0,984	0,983	0,983	0,982	0,982	79
11	0,982	0,981	0,981	0,980	0,979	0,979	0,978	78
12	0,978	0,978	0,977	0,976	0,976	0,975	0,974	77
13	0,974	0,974	0,973	0,972	0,972	0,971	0,970	76
14	0,970	0,970	0,969	0,968	0,967	0,967	0,966	75
15	0,966	0,965	0,964	0,964	0,963	0,962	0,961	74
16	0,961	0,960	0,960	0,959	0,958	0,957	0,956	73
17	0,956	0,955	0,955	0,954	0,953	0,952	0,951	72
18	0,951	0,950	0,949	0,948	0,947	0,946	0,946	71
19	0,946	0,945	0,944	0,943	0,942	0,941	0,940	70
20	0,940	0,939	0,938	0,937	0,936	0,935	0,934	69
21	0,934	0,933	0,931	0,930	0,929	0,928	0,927	68
22	0,927	0,926	0,925	0,924	0,923	0,922	0,921	67
23	0,921	0,919	0,918	0,917	0,916	0,915	0,914	66
24	0,914	0,912	0,911	0,910	0,909	0,908	0,906	65
25	0,906	0,905	0,904	0,902	0,901	0,900	0,899	64
26	0,899	0,898	0,896	0,895	0,894	0,892	0,891	63
27	0,891	0,890	0,888	0,887	0,886	0,884	0,883	62
28	0,883	0,882	0,880	0,879	0,877	0,876	0,875	61
29	0,875	0,873	0,872	0,870	0,869	0,867	0,866	60
30	0 866	0,865	0,863	0,862	0,860	0,859	0,857	59
31	0,857	0,856	0,854	0,853	0,851	0,850	0,848	58
32	0,848	0,847	0,845	0,843	0,842	0,840	0,839	57
33	0,839	0,837	0,835	0,834	0,832	0,831	0,829	56
34	0,829	0,827	0,826	0,824	0,822	0,821	0,819	55
35	0,819	0,817	0,816	0,814	0,812	0,811	0,809	54
36	0,809	0,807	0,806	0,804	0,802	0,800	0,799	53
37	0,799	0,797	0,795	0,793	0,792	0,790	0,788	52
38	0,788	0,786	0,784	0,783	0,781	0,779	0,777	51
39	0,777	0,775	0,773	0,772	0,770	0,768	0,766	50
40	0,766	0,764	0,762	0,760	0,759	0,757	0,755	49
41	0,755	0,753	0,751	0,749	0,747	0,745	0,743	48
42	0,743	0,741	0,739	0,737	0,735	0,733	0,731	47
43	0,731	0,729	0,727	0,725	0,723	0,721	0,719	46
44	0,719	0,717	0,715	0,713	0,711	0,709	0,707	45
	60′	50′	40′	30′	20′	10′	0′	G

Sinus

Grad	Tangens							
	0′	10′	20′	30′	40′	50′	60′	
0	0,000	0,003	0,006	0,009	0,012	0,015	0,017	89
1	0,017	0,020	0,023	0 026	0,029	0,032	0,035	88
2	0,035	0,038	0,041	0,044	0,047	0,049	0,052	87
3	0,052	0,055	0,058	0,061	0,064	0,067	0,070	86
4	0,070	0,073	0,076	0,079	0,082	0,085	0,087	85
5	0,087	0,090	0,093	0,096	0,099	0,102	0,105	84
6	0,105	0,108	0,111	0,114	0,117	0,120	0,123	83
7	0,123	0,126	0,129	0,132	0,135	0,138	0,141	82
8	0,141	0,144	0,146	0,149	0,152	0,155	0,158	81
9	0,158	0,161	0,164	0,167	0,170	0,173	0,176	80
10	0,176	0,179	0,182	0,185	0,188	0,191	0,194	79
11	0,194	0,197	0,200	0,203	0,206	0,210	0,213	78
12	0,213	0,216	0,219	0,222	0,225	0,228	0,231	77
13	0,231	0,234	0,237	0,240	0,243	0,246	0,249	76
14	0,249	0,252	0,256	0,259	0,262	0,265	0,268	75
15	0,268	0,271	0,274	0,277	0,280	0,284	0,287	74
16	0,287	0,290	0,293	0,296	0,299	0,303	0,306	73
17	0,306	0,309	0,312	0,315	0,319	0,322	0,325	72
18	0,325	0,328	0,331	0,335	0,338	0,341	0,344	71
19	0,344	0,348	0,351	0,354	0,357	0,361	0,364	70
20	0,364	0,367	0,371	0,374	0,377	0,381	0,384	69
21	0,384	0,387	0,391	0,394	0,397	0,401	0,404	68
22	0,404	0,407	0,411	0,414	0,418	0,421	0,424	67
23	0,424	0,428	0,431	0,435	0,438	0,442	0,445	66
24	0,445	0,449	0,552	0,456	0,459	0,463	0,466	65
25	0,466	0,470	0,473	0,477	0,481	0,484	0,488	64
26	0,488	0,491	0,495	0,499	0,502	0 506	0,510	63
27	0,510	0,513	0,517	0,521	0,524	0,528	0,532	62
28	0,532	0,535	0,539	0,543	0,547	0,551	0,554	61
29	0,554	0,558	0,562	0,566	0,570	0,573	0,577	60
30	0,577	0,581	0,585	0,589	0,593	0,597	0,601	59
31	0,601	0,605	0,609	0,613	0,617	0,621	0,625	58
32	0,625	0,629	0,633	0,637	0,641	0,645	0,649	57
33	0,649	0,654	0,658	0,662	0,666	0,670	0,675	56
34	0,675	0,679	0,683	0,687	0,692	0,696	0,700	55
35	0,700	0,705	0,709	0,713	0,718	0,722	0,727	54
36	0,727	0,731	0,735	0,740	0,744	0,749	0,754	53
37	0,754	0,758	0,763	0,767	0,772	0,777	0,781	52
38	0,781	0,786	0,791	0,795	0,800	0,805	0,810	51
39	0,810	0,815	0,819	0,824	0,829	0,834	0 839	50
40	0,839	0,844	0,849	0,854	0,859	0,864	0,869	49
41	0,869	0 874	0,880	0,885	0,890	0,895	0,900	48
42	0,900	0,906	0,911	0,916	0,922	0,927	0,933	47
43	0,933	0,938	0,943	0,949	0,955	0,960	0,966	46
44	0,966	0,971	0,977	0,983	0,988	0,994	1,000	45
	60′	50′	40′	30′	20′	10′	0′	G

Contangens

Grad	Contangens							
	0′	10′	20′	30′	40′	50′	60′	
0	∞	343,8	171,9	114,6	85,94	68,75	57,29	89
1	57,29	49,10	42,96	38,19	34,37	31,24	28,64	88
2	28,64	26,43	24,54	22.90	21,47	20 21	19,08	87
3	19,08	18,07	17,17	16,35	15,60	14,92	14,30	86
4	14,30	13,73	13,20	12,71	12,25	11,83	11,43	85
5	11,43	11,06	10,71	10,39	10,08	9,788	9,514	84
6	9,514	9,255	9,010	8,777	8,556	8,345	8,144	83
7	8,144	7,953	7,770	7,596	7,429	7,269	7,115	82
8	7,115	6,968	6,827	6,691	6,561	6,435	6,314	81
9	6,314	6,197	6,084	5,976	5,871	5,769	5,671	80
10	5,671	5,576	5,485	5,396	5,309	5,226	5,145	79
11	5,145	5,066	4,989	4,915	4,843	4,773	4,705	78
12	4,705	4,638	4,574	4,511	4,449	4,390	4,331	77
13	4,331	4,275	4,219	4,165	4,113	4,061	4,011	76
14	4,011	3,962	3,914	3,867	3,821	3,776	3,732	75
15	3,732	3,689	3,647	3,606	3,566	3,526	3,487	74
16	3,487	3,450	3,412	3,376	3,340	3,305	3,271	73
17	3,271	3,237	3,204	3,172	3,140	3,108	3,078	72
18	3,078	3,047	3,018	2,989	2,960	2,932	2,904	71
19	2,904	2,877	2,850	2,824	2,798	2,773	2,747	70
20	2,747	2,723	2,699	2,675	2,651	2,628	2,605	69
21	2,605	2,583	2,560	2,539	2,517	2,496	2,475	68
22	2,475	2,455	2,434	2,414	2,394	2,375	2,356	67
23	2,356	2,337	2,318	2,300	2,282	2,264	2,246	66
24	2,246	2,229	2,211	2,194	2,177	2,161	2,145	65
25	2,145	2,128	2 112	2,097	2,081	2,066	2,050	64
26	2,050	2,035	2,020	2,006	1,991	1,977	1,963	63
27	1,963	1,949	1,935	1,921	1,907	1,894	1,881	62
28	1,881	1,868	1,855	1,842	1,829	1,816	1,804	61
29	1,804	1,792	1,780	1,767	1,756	1,744	1,732	60
30	1,732	1,720	1,709	1,698	1,686	1,675	1,664	59
31	1,664	1.653	1,643	1,632	1 621	1,611	1,600	58
32	1,600	1,590	1,580	1,570	1,560	1,550	1,540	57
33	1,540	1,530	1 520	1,511	1,501	1,492	1,483	56
34	1,483	1,473	1,464	1,455	1,446	1,437	1,428	55
35	1,428	1,419	1,411	1,402	1,393	1,385	1,376	54
36	1,376	1,368	1,360	1,351	1,343	1,335	1,327	53
37	1,327	1,319	1,311	1,303	1,295	1,288	1,280	52
38	1,280	1,272	1,265	1,257	1,250	1,242	1,235	51
39	1,235	1,228	1,220	1,213	1,206	1,199	1,192	50
40	1,192	1,185	1,178	1,171	1,164	1,157	1,150	49
41	1,150	1,144	1,137	1,130	1,124	1,117	1,111	48
42	1,111	1,104	1,098	1,091	1,085	1,079	1,072	47
43	1,072	1,066	1,060	1,054	1,048	1,042	1,036	46
44	1,036	1,030	1,024	1,018	1,012	1,006	1,000	45
	60′	50′	40′	30′	20′	10′	0′	G

Tangens

V. Literaturverzeichnis.

Chanute, O.: Progreß in flying machines. New York 1894.

Ahlborn, F.: Zur Mechanik des Vogelfluges. Hamburg 1896.

Dines: Ueber den Winddruck gegen gewölbte und geneigte Flächen in „Proceedings of the Royal Society". London 1890 u. 1892.

Eiffel: Untersuchungen über Luftwiderstand in „Comptes Rendus". Paris 1892, 1900, 1907.

Lanchester, F. W.: Aerodynamics. London 1907.

Lilienthal, O.: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. Berlin 1889.

Maxim, H. S.: Ueber Luftschrauben in „Revue de l'Aeronautique". 1892.

Langley, P. S.: Experiments in aerodynamics. Washington 1891.

Renard: Ueber Luftschrauben usw. in „Comptes Rendus". 101. Paris 1885.

Finsterwalder, S.: Aerodynamik in der Enzyklopädie der mathematischen Wissenschaften. Teubner. 1901—1906.

Marey: Le vol des viseaux. Paris 1889.

Wellner, G.: Der dynamische Flug. Brünn 1899.

Popper: Flugtechnik. Berlin 1889.

Nimführ, R.: Leitfaden der Luftschiffahrt und Flugtechnik. Wien u. Leipzig 1909.

Lößl, F. von: Die Luftwiderstandsgesetze. Wien 1896.

Moedebeck, H.: Handbuch der Luftschiffahrt. Leipzig 1886.

Hoernes, H.: Lenkbare Ballons. Leipzig 1902.

Parseval, von: Motorballon und Flugmaschine. Berlin 1909.

Adams, Hr.: Flug. Die Erfindung des Fliegens v. Wilbur u. Orville Wright. Leipzig 1909.

Zeitschrift für Luftschiffahrt. (Eingegangen.)

Illustrierte aeronautische Mitteilungen. Berlin.

Der Motorwagen. Zeitschrift für Automobil-Industrie u. Motorenbau. Automobil- und Flugtechnische Zeitschrift, Organ der Automobiltechnischen Gesellschaft E. V. und Flugtechnischen Gesellschaft. Berlin.

Flugsport. Frankfurt a. M.

L'aerophile. Revue technique et pratique des locomotions aeriennes. Paris.

M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W.57

Im XII. Jahrgange erscheint:

Der Motorwagen

Zeitschrift für Automobil-Industrie und Motorenbau

Automobil- und Flugtechnische Zeitschrift

Organ der Automobiltechnischen Gesellschaft E. V. und Flugtechnischen Gesellschaft.

„Der Motorwagen" erscheint am 10., 20. und letzten eines jeden Monats.

Bezugspreis:

16 Mk. jährlich, 4 Mk. vierteljährlich. Für das Ausland 26 Mk. jährlich, 6,50 Mk. vierteljährlich. Preis des einzelnen Heftes 0,50 Mk. — Bestellungen durch alle Buchhandlungen, Postanstalten u. den Verlag.

Anzeigenpreis:

Für jedes Millim. Höhe bei 50 Millim. Breite 25 Pf. Bei Wiederholungen Ermäßigungen. — Für Stellengesuche und Angebote, Kauf- u. Verkaufsgesuche, direkt beim Verlage aufgeg., 10 Pf. das Millim.

„Der Motorwagen", das älteste deutsche automobiltechnische Fachorgan, behandelt in einem besonderen Textteil in jeder Nummer

die Flugtechnik

in ausführlichster Weise.

Eine Anzahl erster Fachschriftsteller haben bereits im laufenden Jahrgang hervorragende Veröffentlichungen über das Gebiet der **Flugtechnik** erscheinen lassen. Aus der grossen Anzahl von Originalabhandlungen in den letzten Monaten seien besonders hervorgehoben:

Ingenieur Robert Conrad: Entwicklung von Ballon und Flugmaschine, ca. 150 Abbildungen (Heft 19 u. 23).

Dipl.-Ingenieur C. Eberhardt, Ing. beim Königl. Preuss. Luftschifferbataillon: Theorie der Luftschrauben etc.

Die Wrightschen Luftschrauben und der Fahrwiderstand der Wrightschen Flugmaschine.

Ingenieur John Rozendaal: Konstruktionen und Betriebsergebnisse des Wrightschen Doppel-Deckers mit 15 Tafeln (Originalzeichnungen).

Probenummern gratis durch die Verlagsbuchhandlung.

M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W.57

Soeben erschien:

Automobiltechnisches Handbuch

VI. Auflage **(Automobiltechnischer Kalender)** VI. Auflage

Herausgegeben im Auftrage der

Automobiltechnischen Gesellschaft E. V.

durch Herrn Ingenieur **ERNST VALENTIN**

unter Mitwirkung der Herren

Dipl.-Ing. E. ADERS (Getriebe) – Dr. FRITZ HUTH (Elektromobilen und Flugtechnik) – Ing. M. POCKH (Motordreiräder und Motorzweiräder) – Ing. E. RUMPLER (Ausgeführte Motorwagen-Konstruktionen) – Ing. C. SCHRODER (Bootsmotoren) – Dr. FRITZ WARSCHAUER (Betriebsstoffe) – Ober-Ing. O. WINKLER (Theoretischer Teil).

Der Preis des Werkes, das über 800 Seiten Text mit 627 Illustrationen enthält, ist in geschmackvollem Leinenband nur **4,50 Mk.**

Der Schraubenpropeller

(Schiffsschraube)

Konstruktion und Berechnung desselben

von

C. Dreihardt

Ingenieur

Mit 59 Abbildungen und sechs Tafeln.

Preis brosch. 3,50 Mk., geb. 4,50 Mk.

M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W.57

Automobiltechnische Bibliothek.

Die Automobiltechnik in Einzeldarstellungen.

Der Automobiltechnik fehlte eine **wissenschaftliche** Fachliteratur. Die Automobiltechnische Bibliothek soll diese Lücke ausfüllen, indem sie die Automobiltechnik in Einzeldarstellungen wissenschaftlich behandeln wird. Jeder Band wird ein für sich abgeschlossenes Werk bilden und von einem namhaften Fachschriftsteller verfasst sein.

Band I: **Der Automobil-Motor u. seine Konstruktion**

Von **W. Pfitzner,** weil. Dipl.-Ing.

Herausgegeben und bearbeitet von **R. Urtel,** Dipl.-Ing.

Mit 84 Textfiguren.

Preis broschiert Mk. 7,50. — Gebunden Mk. 8,70.

Band II: **Der Automobil-Zug**

Eine Studie über die allgemeinen Grundlagen der Automobilzug-Systeme, durchgeführt an dem Beispiel des TRAIN-RENARD

von **W. A. Th. Müller,** Ober-Ingenieur, Berlin-Steglitz.

Mit 34 Abbildungen im Text und auf Tafeln.

Erweiterter Sonderabdruck einer Artikel-Serie aus der Zeitschrift **„Der Motorwagen"**

Preis broschiert Mk. 3,—. Gebunden Mk. 4,—.

Band III: **Automobil-Vergaser**

Von **Heinrich Dechamps,** Diplom-Ingenieur.

Mit 130 Textfiguren. — Preis broschiert Mk. 6,—, gebunden Mk. 7,50.

Band IV: **Die Kugellagerungen**

ihre Konstruktion u. ihre Anwendung für den Motorwagen u. Maschinenbau

von **August Bauschlicher,** Ingenieur.

Mit 265 Textfiguren. — Preis broschiert Mk. 7,50, gebunden Mk. 8,70.

Demnächst erscheint Band V:

Die Automobilstahle und ihre Mikrostruktur

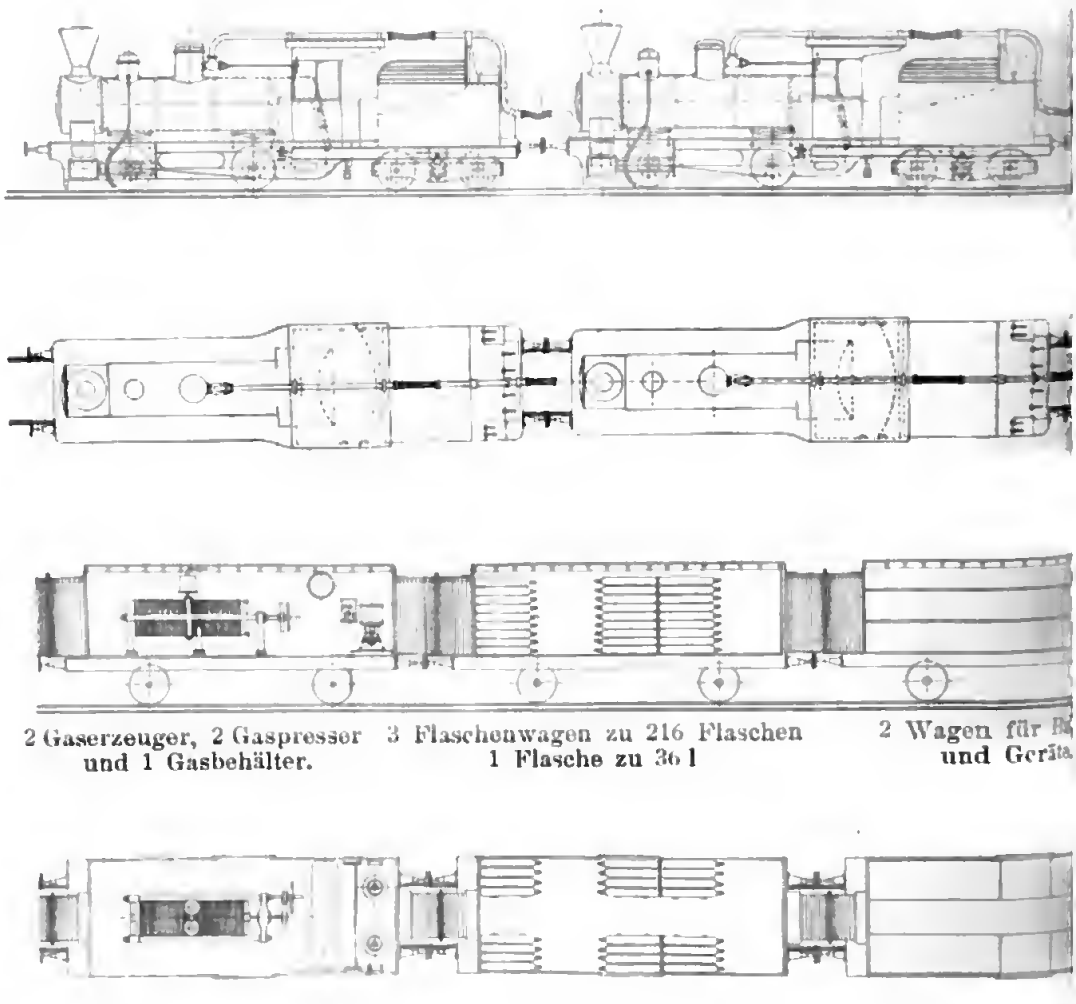
Von **A. Haenig,** Ingenieur, **Dessau.**

Mit zahlreichen Abbildungen. Preis ca. Mk. 8,—.

Zu beziehen durch jede Buchhandlung und den Verlag.

Ausführliche Prospekte stehen zur Verfügung.

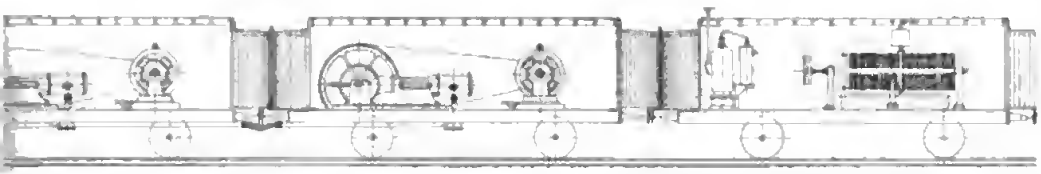
Paß & Garleb G. m. b. H., Berlin W. 57.



2 Gaserzeuger, 2 Gaspresser und 1 Gasbehälter. 3 Flaschenwagen zu 216 Flaschen 1 Flasche zu 36 l 2 Wagen für B und Geräte

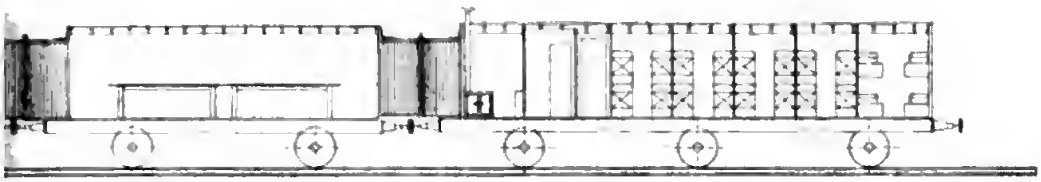
Abb. 16. Fl

Tafel 1.



aschine mit Dynamo. dgl. Destillierapparat, elekt. Gaserzeuger

1 Reparaturwagen 2 Mannschaftswagen.



laszentrale.

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugbau.
M. Krayn, Verlagsbuchhandlung, Berlin W. 57.

Tafel 2.

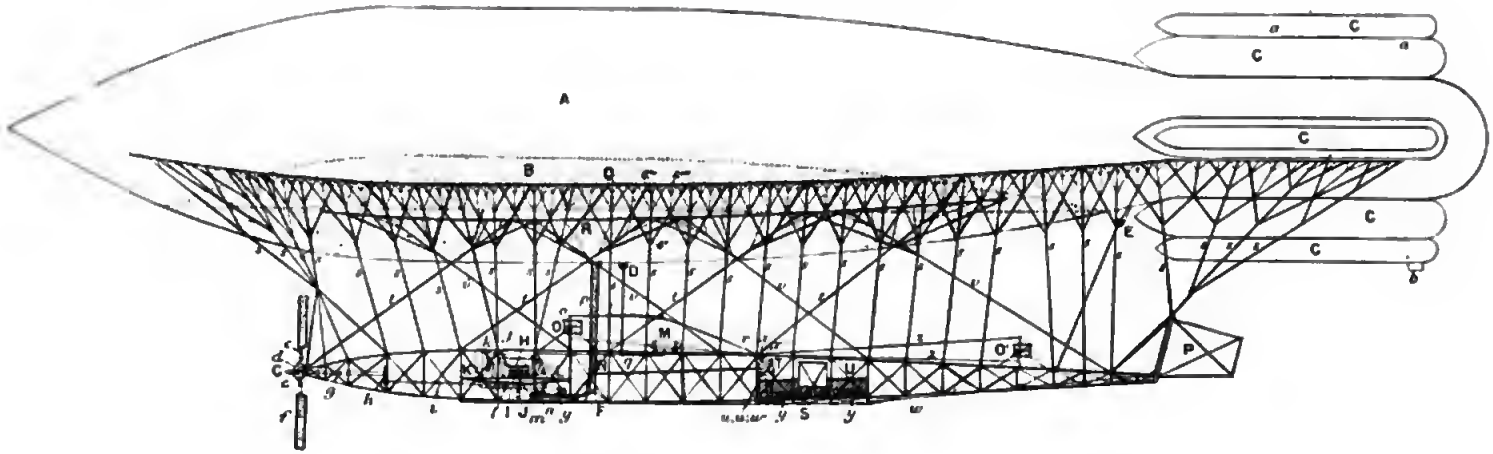


Abb. 54.

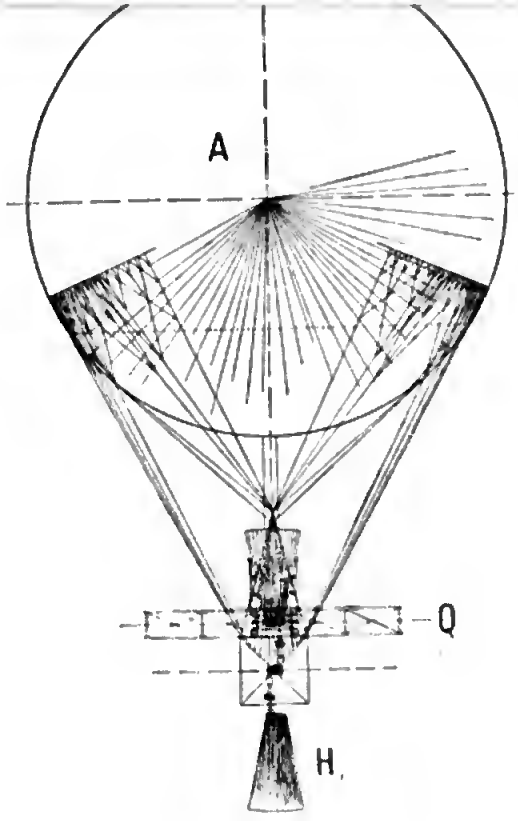


Abb. 55.

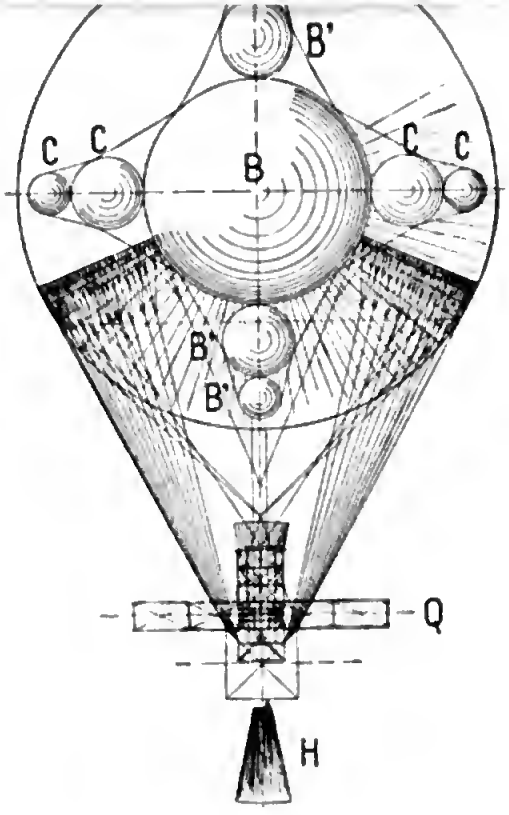
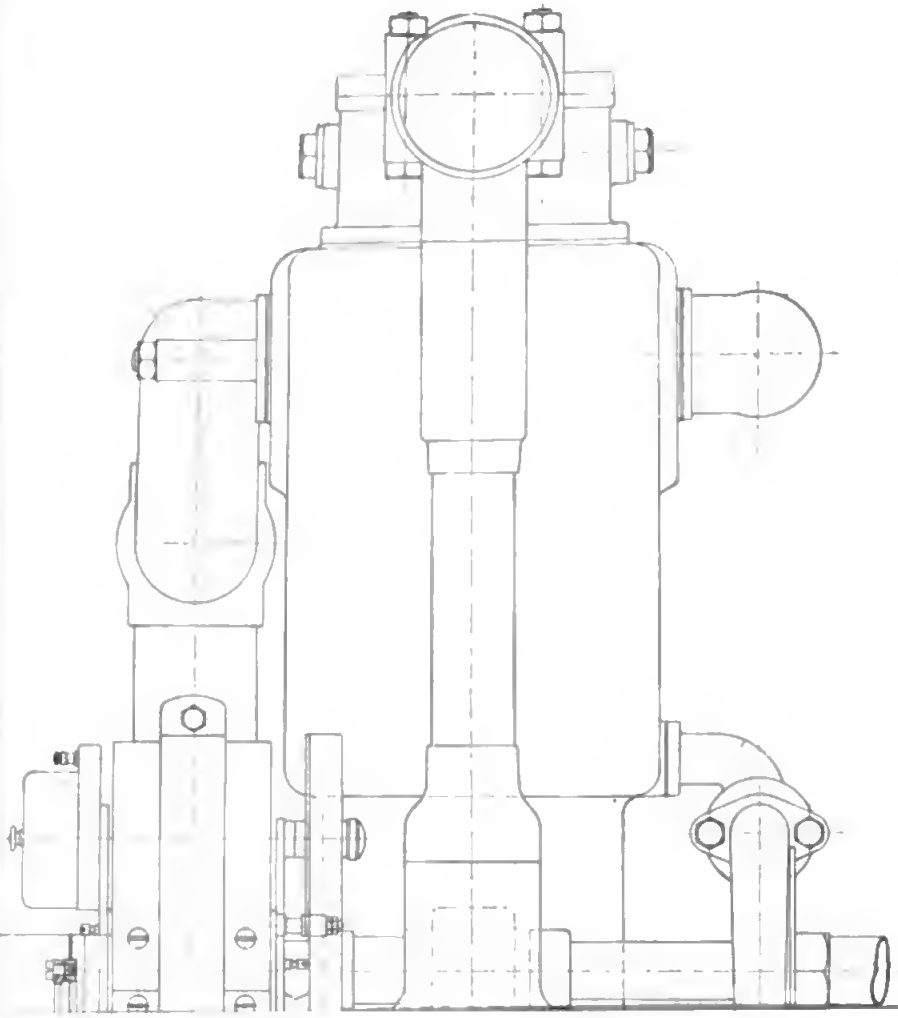


Abb. 56.

Abb. 54—56. Französischer Unstarrer „Ville de Paris".

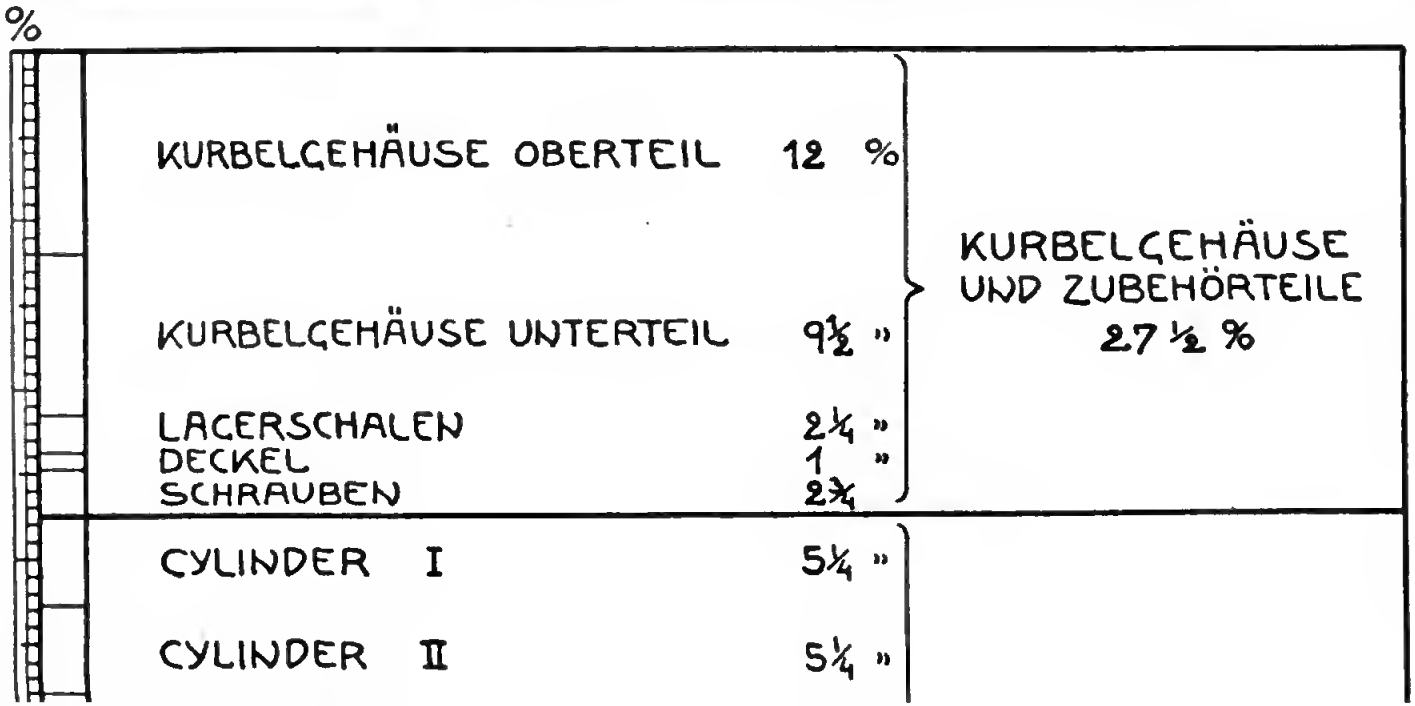
Tafel 3.



Digitized by Google

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugbau.
M. Krayn, Verlagsbuchhandlung, Berlin W. 57.

PROCENTUALE GEWICHTSVERTEILUNG



CYLINDER IV	5¼ »	
CYLINDER V	5¼ »	
CYLINDER VI	5¼ »	
KOLBEN	5¼ »	KURBELMECHANISM. 24 %
PLEUELSTANGEN	5 »	
KURBELWELLE	7½ »	
SCHWUNGRAD	6¼ »	
NOCKENWELLE	1 »	STEUERUNGSMECHAN. 7 %
VENTILGESTÄNGE	2¼ »	
VENTILE INCL. FEDERN ETC.	3¾ »	
PUMPE UND ROHRLEITUNG	1¾ »	NEBENAPPARATE 8½ %
VERGASER INCL. REGUL.	2 »	
MAGNETAPPARAT	2 »	
ÖLAPPARAT	2¾ »	
		REST 1½ %

N.-A.-G.-Luftschiffmotor.

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugba
M. Krayn, Verlagsbuchhg

Tafel 6.

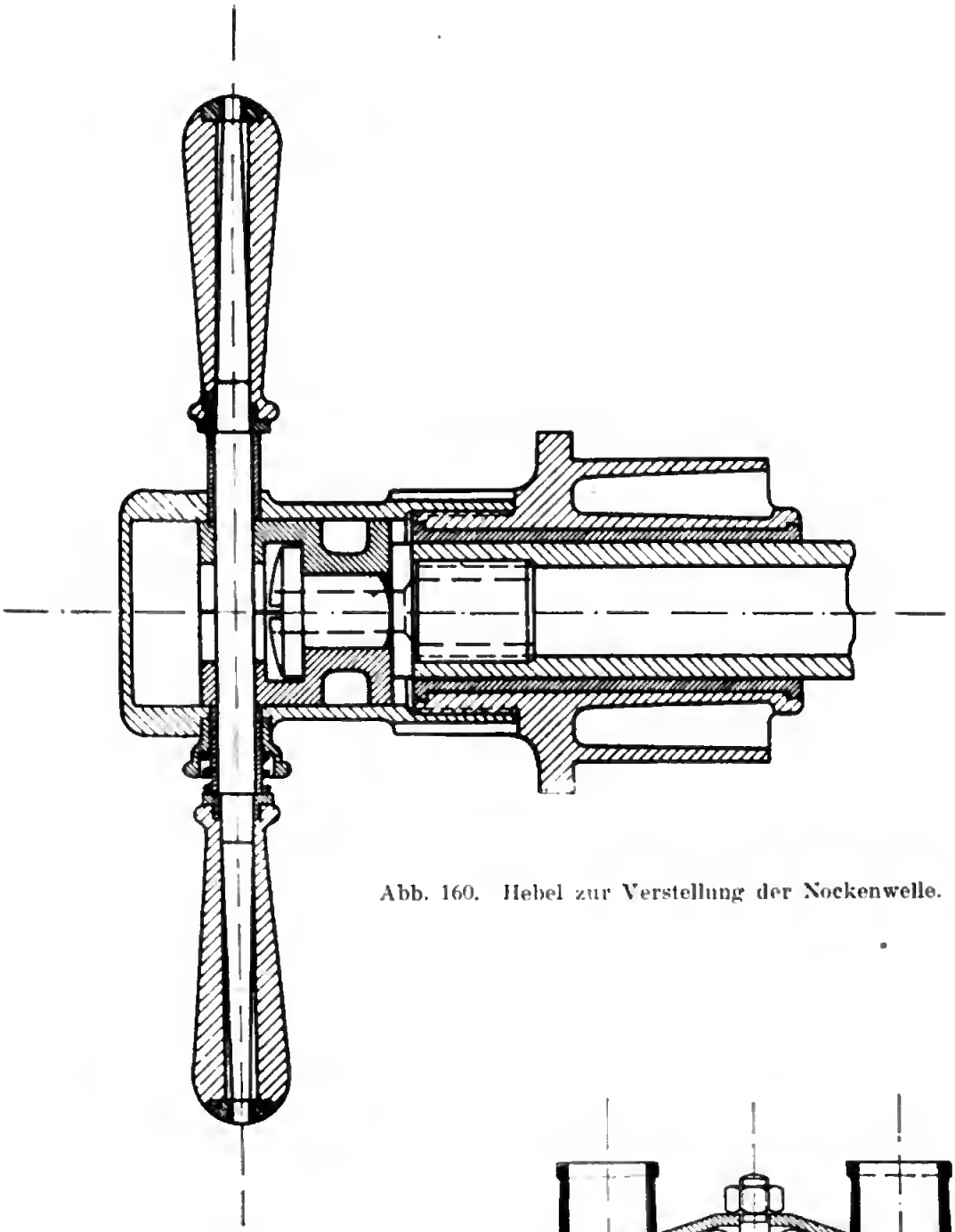


Abb. 160. Hebel zur Verstellung der Nockenwelle.

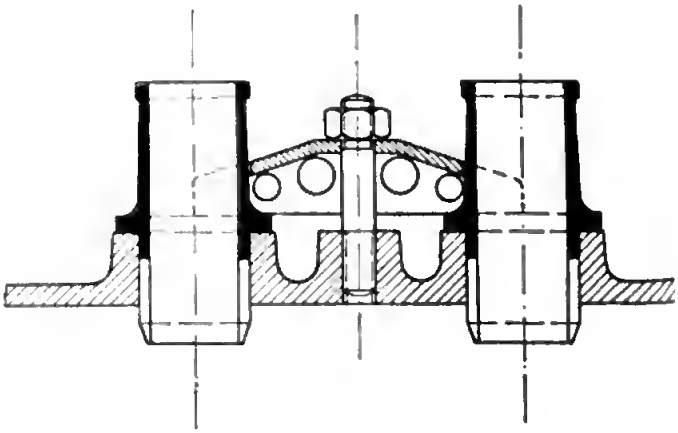


Abb. 162. Befestigung der Stößelbuchsen.

Tafel 7.

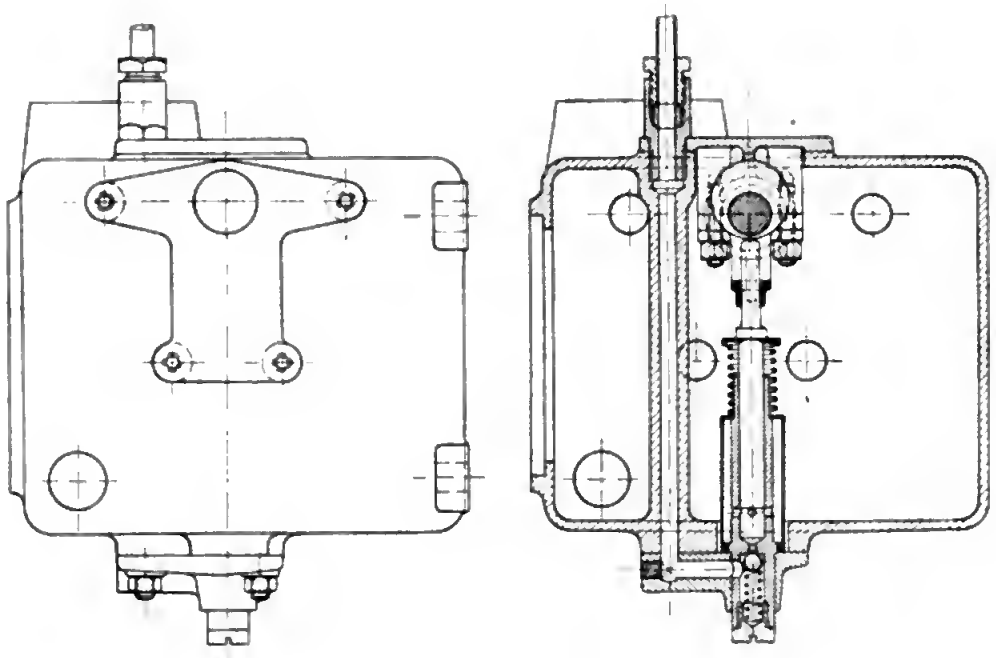


Abb. 161. Oelpumpe.

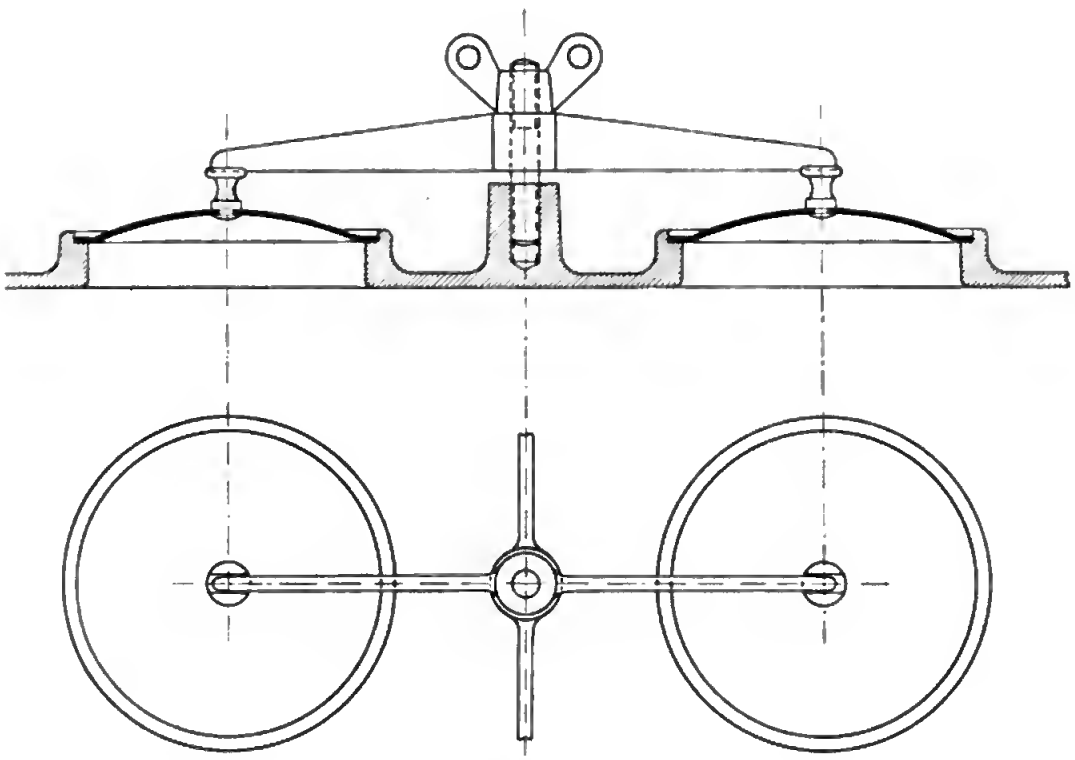


Abb. 163. Gehäusedeckel.

Digitized by Google

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeu
M. Krayn, Verlagsbu

Tafel 11.

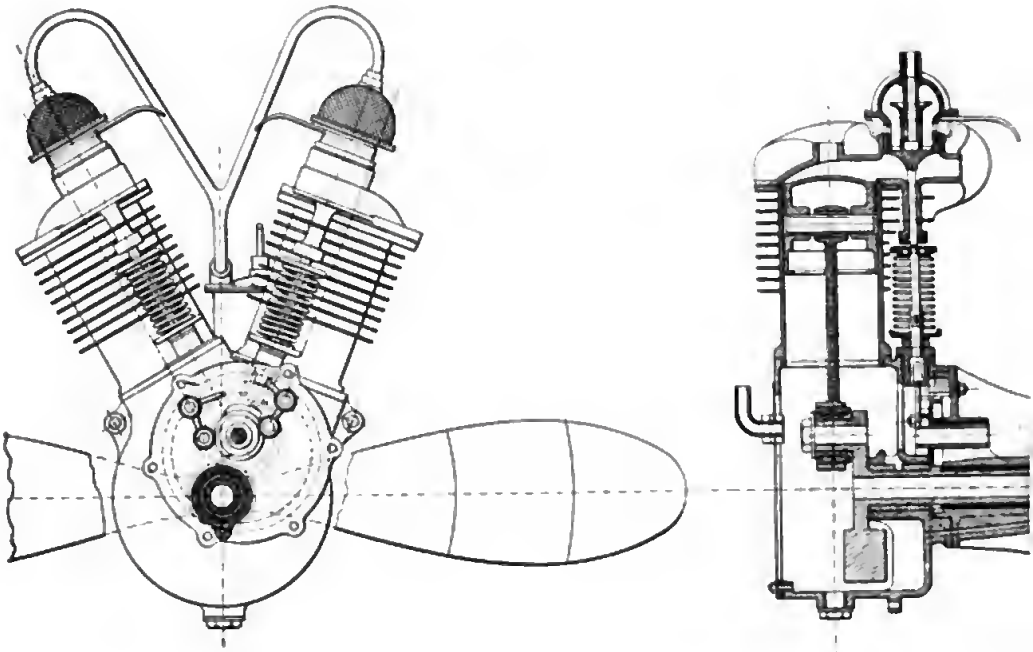
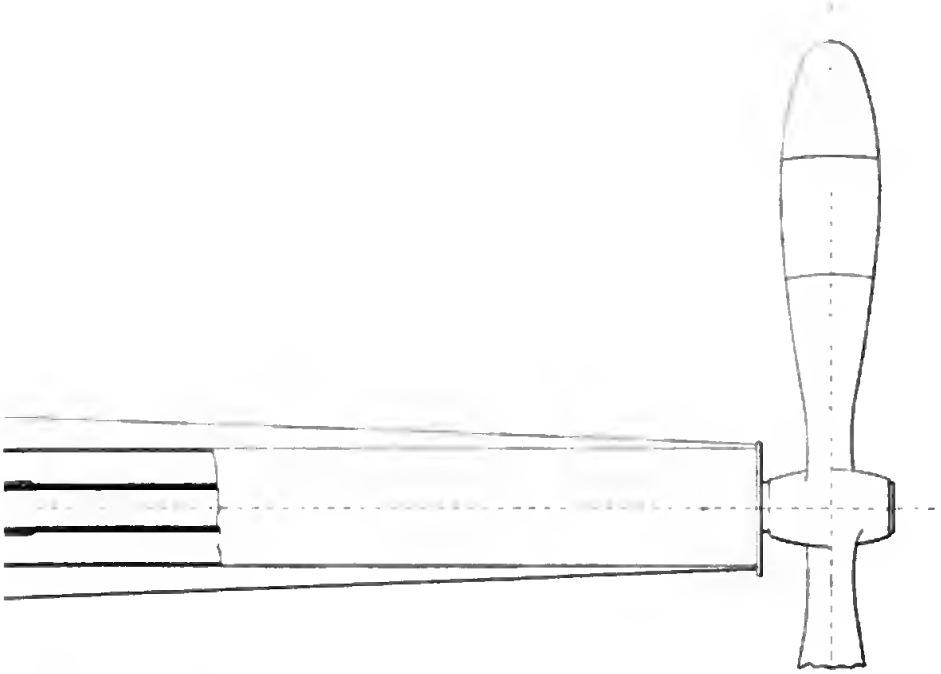


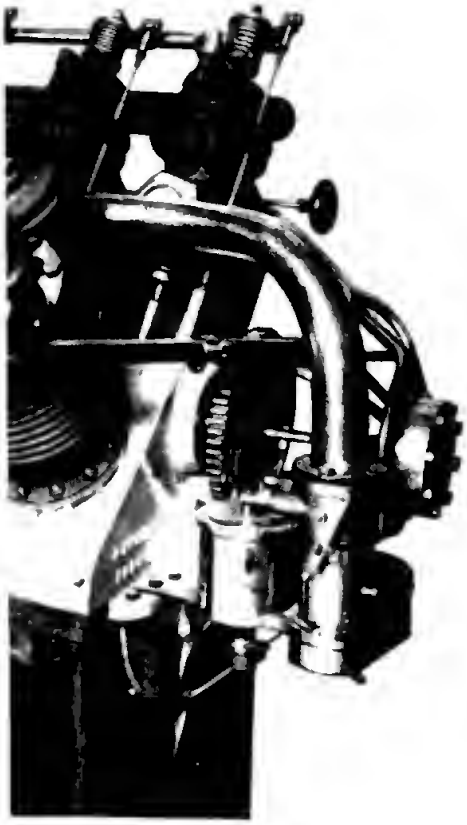
Abb. 194. 2-Zylinder-Flugm

Abb. 196. 100 PS

Tafel 12.



ɔot mit Luftschraube.

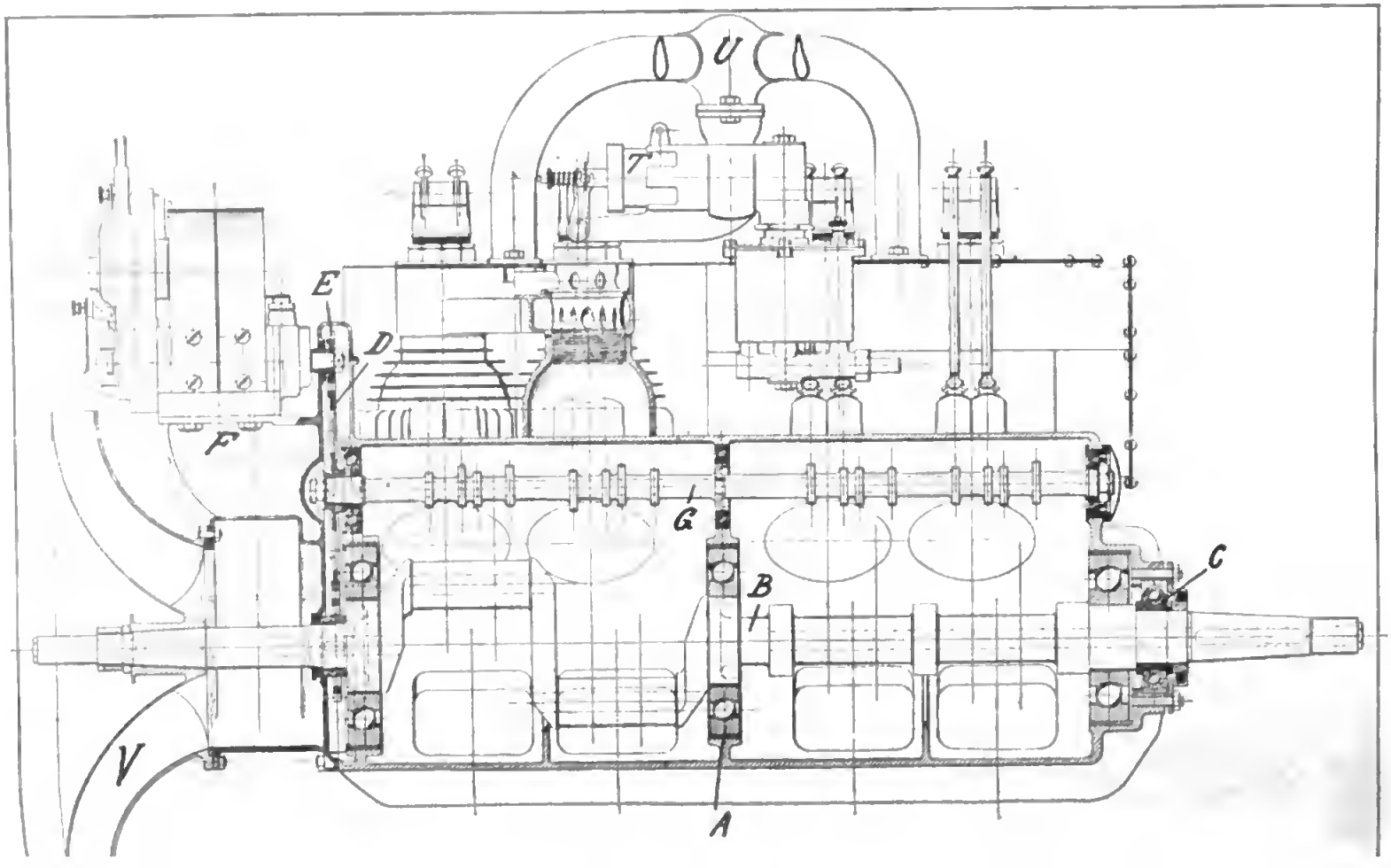


von Farcot.

Digitized by Google

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugbau.
M. Krayn, Verlagsbuchhandlung, Berlin W. 57.

Tafel 13.



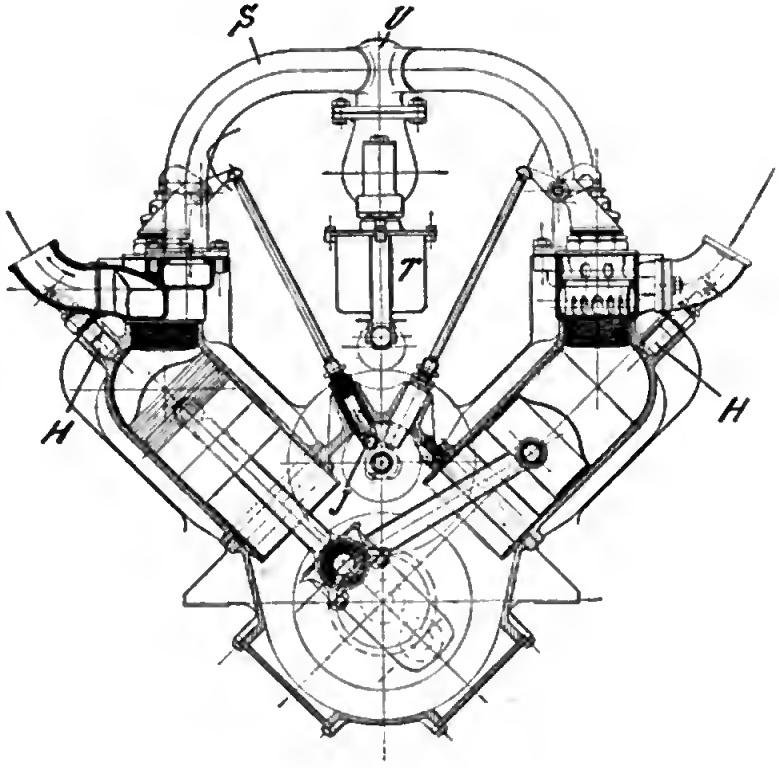


Abb. 218.

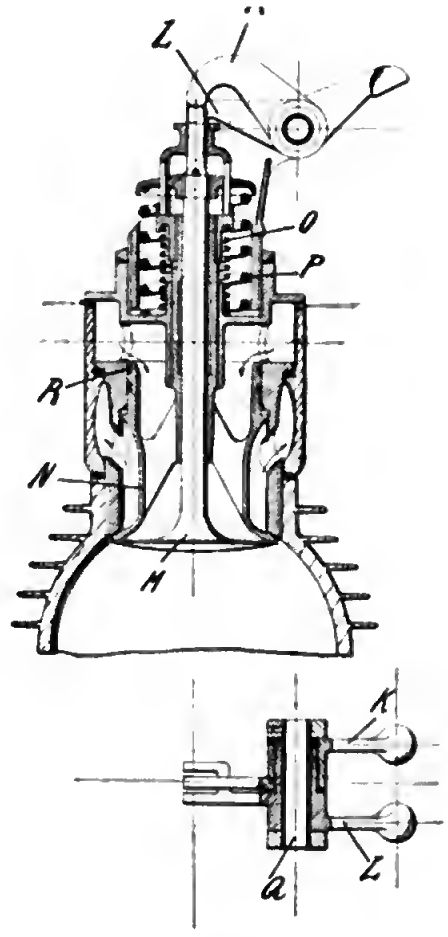
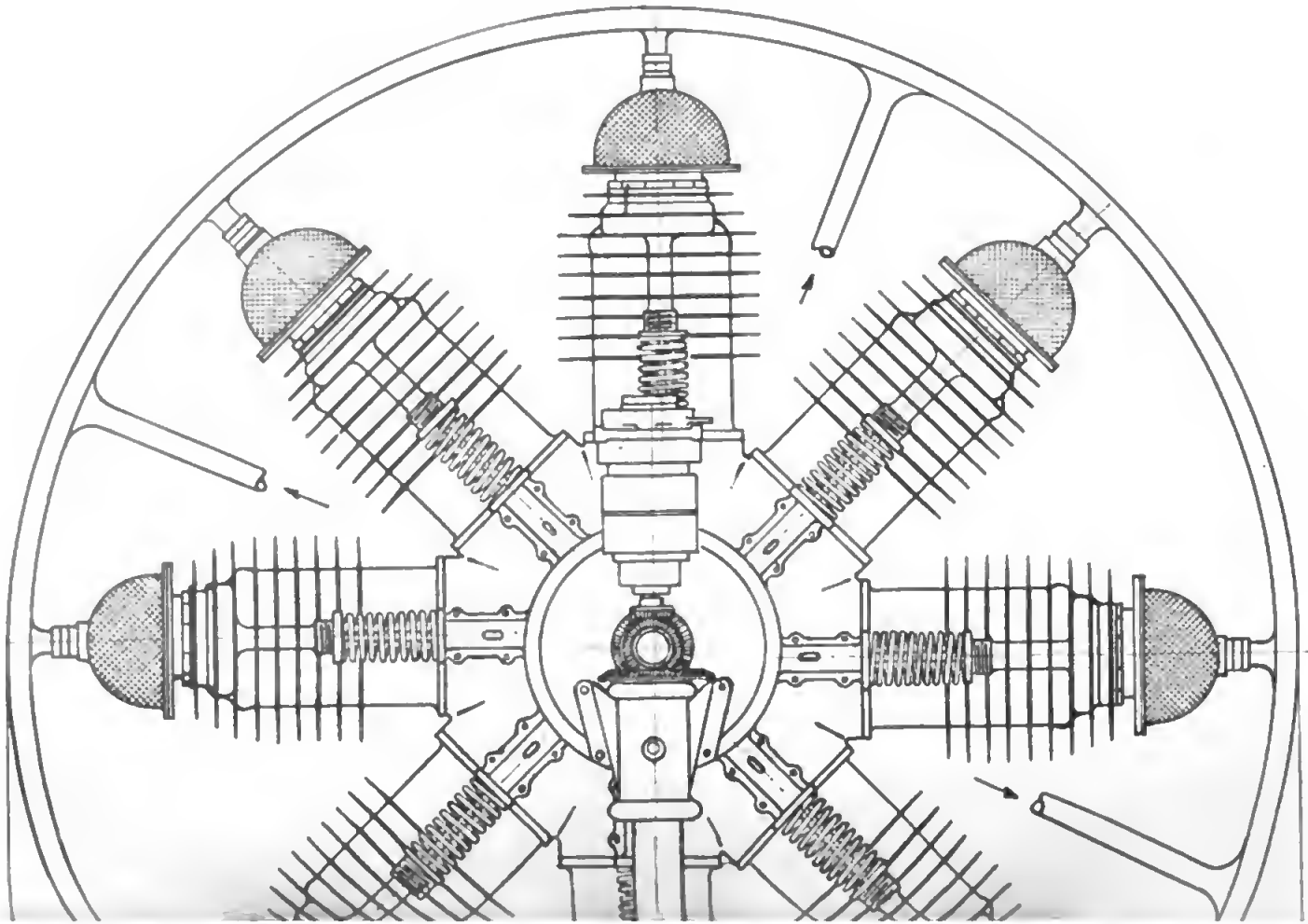


Abb. 219.

Abb. 217 bis 219. Luftgekühlter 8-Zylindermotor von Pipe.

Dr. Fritz Huth, Luftfahrzeugbau.
M. Krayn, Verlagsbuchhandlung, Berlin W. 57.

Tafel 14.



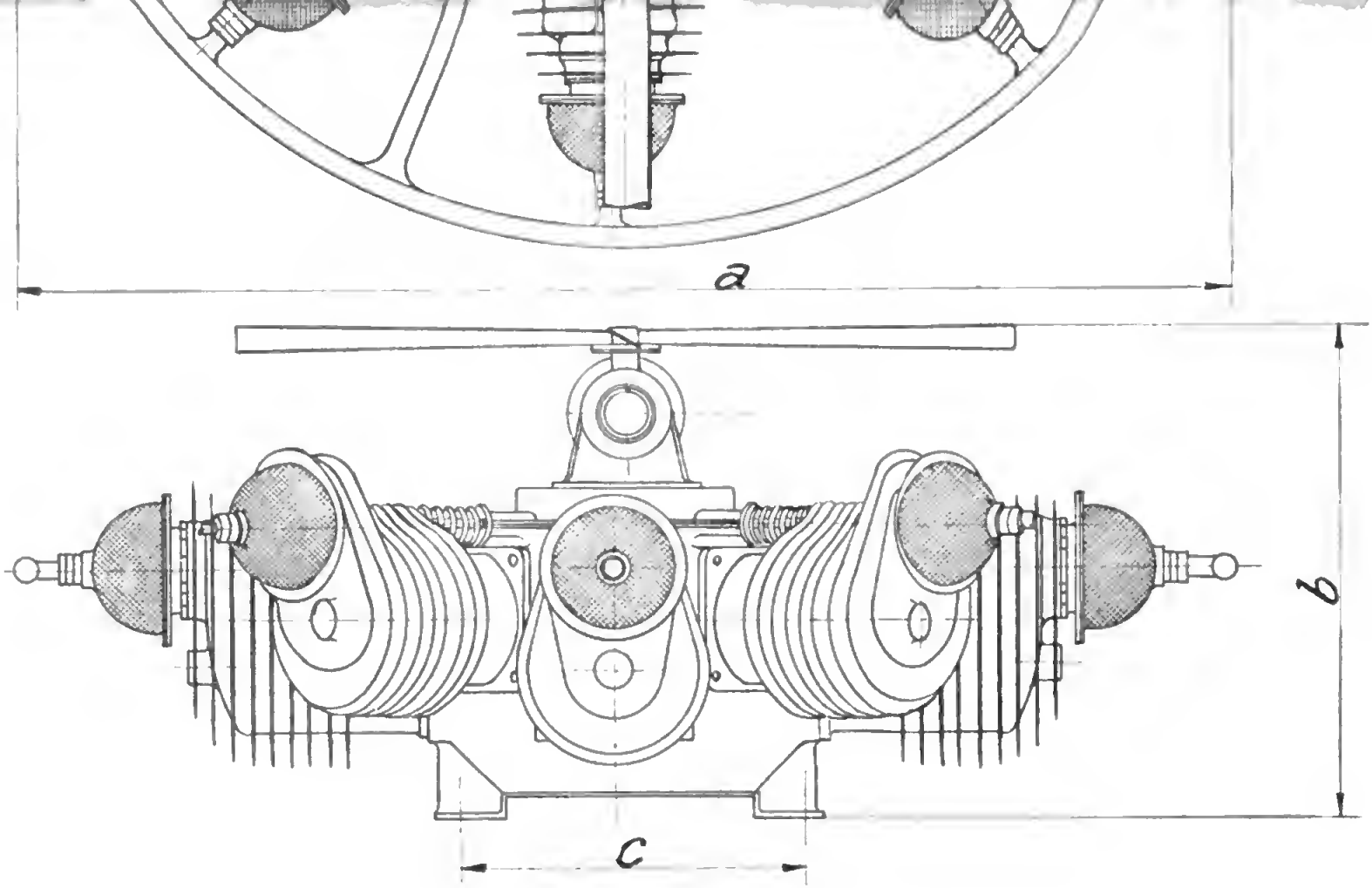
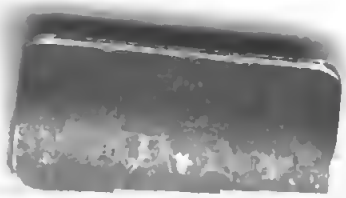


Abb. 220. Sternmotor von Farcot.

Tafel 15.

MAY 31 1951



Digitized by Google